TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

286

STYCZEŃ, 1937

ROK V Nr. 1

TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – STYCZEŃ 1937 r. Nr. 1

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

O KONSTRUKCJI I PRACY AMORTYZATORÓW OLEJO-POWIETRZNYCH*)

Inż. KAZIMIERZ KORSAK

Artykuł niniejszy ma na celu rozpoczęcie dyskusji na temat amortyzatorów olejo-powietrznych, których działanie, pomimo powszechnego zastosowania, nie jest dostatecznie wyjaśnione.

Taki stan rzeczy uniemożliwia celowy dobór zespołów amortyzujących, co przy dzisiejszych dążeniach w kierunku maksymalnego wykorzystania wszystkich elementów konstrukcyjnych samolotu staje się sprawą coraz większej wagi.

Przy opracowywaniu teorii pracy amortyzatorów niektóre dane zaczerpnąłem z podręcznika „Dinamika samolota" Wietczinkina, oraz z kalendarza technicznego Hütte tom I.

Część II teorii z uwzględnieniem lepkości i wpływu pneumatyka koła na pracę amortyzatora opracował inż. Piotr Bielkowicz — zostanie ona opublikowana w następnym numerze czasopisma.

1. Wstęp

T. zw. amortyzatory mają w lotnictwie zastosowanie do pochłaniania energii lądujących samolotów. W chwili zetknięcia się z ziemią samolot posiada jeszcze pewną szybkość względem powietrza. Szybkość ta nie jest już wystarczająca do tego, żeby utrzymać samolot w locie poziomym, nie mniej jednak daje pewną siłę nośną, zależną od właściwości aerodynamicznych płatowca, a hamującą swobodny spadek samolotu pod wpływem swego ciężaru.

Składowa pozioma szybkości nie odgrywa bezpośredniej roli przy uderzeniu o ziemię, warunkując jedynie dalsze poruszanie się samolotu, czyli t. zw. dobieg.

Kinematyczną energię uderzenia daje składowa pionowa szybkości. Energia ta zostaje zazwyczaj pochłonięta częściowo przez pneumatyki kół, częściowo zaś za pomocą amortyzatorów, wbudowanych w konstrukcję podwozia, wzgl. płozy ogonowej. Energia pochłonięta za pomocą układów sprężystych, jak pneumatyk koła, amortyzacja gumowa, sprężynowa i t. p., zostaje w następnej chwili oddana z powrotem w postaci odrzutu, co daje nieprzyjemne dla konstrukcji wtórne uderzenia w elementach ograniczających skok amortyzacji.

Dla uniknięcia tych uderzeń zaczęto stosować tarciowe urządzenia, hamujące odrzut, w których energia uderzenia zamienia się na ciepło.

Wytwarzanie tarcia mechanicznie, przez pocieranie o siebie części amortyzatora, okazało się niepraktyczne, choć istnieją i takie rozwiązania, natomiast powszechne zastosowanie znalazły amortyzatory olejowe, których działanie oparte jest na przepływie oleju przez małe otworki.

Opór powstający w amortyzatorze takim jest zależny od szybkości jego uginania się, gdyż z nią związana jest bezpośrednio szybkość przepływu cieczy przez otworki. Szybkość opadającej masy samolotu w miarę pochłaniania energii przez amortyzator maleje (pomijając przyrost energii spowodowanej spadkiem, co nie ma wpływu decydującego), a wraz z nią maleje opór amortyzatora olejowego. Widzimy więc, że amortyzator olejowy nie pracowałby korzystnie, obciążając konstrukcję dużymi siłami w pierwszej chwili uderzenia o ziemię.

Poza tym olej po przepłynięciu przez otworki nie ma dążności do powrotu, i amortyzator raz ugięty pozostałby już w takim stanie, nie będąc przygotowanym na przyjęcie nowych porcyj energii.

*) Pierwsza część odczytu wygłoszonego na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dn. 11.XII. 1936 r. Druga część napisana przez inż. Bielkowicza zostanie umieszczona w numerze następnym wraz z dyskusją.

Dlatego w konstrukcjach amortyzatorów olejowych łączą pracę oleju z pracą sprężystą, najczęściej powietrza, rzadziej gumy lub sprężyn.

Amortyzatory sprężyste mają tę właściwość, że opór ich powiększa się w miarę uginania się, a w połączeniu z olejem mogą dać opór stały, lub prawie stały wzdłuż całej drogi pochłaniania energii, co daje najlepsze wyzyskanie skoku amortyzacji, ograniczonego skądinąd wymiarami konstrukcji.

Odrzut jest w tych amortyzatorach również hamowany za pomocą oleju tak, że energia odrzutu zredukowana jest do minimum.

Jako najbardziej rozpowszechnionymi, zajmiemy się amortyzatorami olejo-powietrznymi z tym, że czytelnik będzie mógł bez trudu rozważania te odnieść do amortyzatorów olejo-gumowych, wzgl. olejo-sprężynowych.

2. Opis konstrukcyjny

Rozwiązań konstrukcyjnych jest bardzo wiele i trudno byłoby je wszystkie opisywać.

Rozpatrzymy tu dwa przykłady najbardziej typowe.

a. *Przykład I* (rys. 1)

Tłok [B] porusza się w cylindrze [A], w którego wnętrzu znajduje się nurnik [C]. Tłok uszczelniony jest specjalną patentowaną uszczelką [D]. Do napełniania oliwą służy zawór igliczny [G], a powietrzem — podobny zawór [F]. Podczas pracy amortyzatora nurnik wytłacza oliwę z tłoka przez otwór pierścieniowy [H]. Nurnik posiada zmienną średnicę wzdłuż swej długości, dzięki czemu pole przekroju otworu pierścieniowego zmienia się przy zanurzaniu się tłoka w cylindrze tak, że opór przepływu jest stały, choć szybkość maleje w miarę pochłaniania zewnętrznej energii.

Oliwa przedostaje się do górnej części cylindra, spręża zawarte tam powietrze, a podnosząc zaworki [E], wypełnia przestrzeń między tłokiem a cylindrem nad uszczelką.

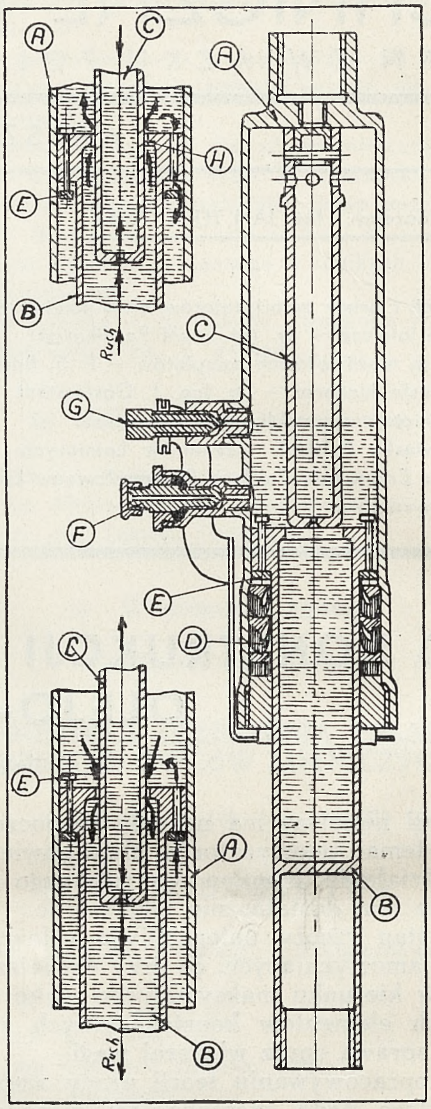
Przy ruchu powrotnym powietrze rozprężając się wypycha w dół oliwę wraz z tłokiem. Odrzut jest tu hamowany dodatkowo przez zaworki, które są zamknięte i oliwa zmuszona jest przedostawać się przez bardzo małe otworki w tych zaworkach.

b. *Przykład II* (rys. 2)

Amortyzator ten odznacza się prostotą i pewnością działania. Tłok [T] porusza się w cylindrze [C]. Wnętrze tłoka [G] stanowi szczelną komorę powietrzną, zamkniętą u dołu za pomocą oliwy, wypełniającej całe wnętrze cylindra [D] i część komory [G] aż do dolnego wylotu rurki [R]. Napełnianie olejem i powietrzem odbywa się przez ten sam zawór igliczny [K].

W denku tłoka wbudowany jest zawór odsłaniający większy otworek przy przechodzeniu oliwy w górę, a hamujący powrót przez pozostawienie jedynie małego otworka w grzybku zaworu.

Zasada pracy jest w obu przykładach taka sama, tylko tutaj nie mamy możności regulacji oporu przepływu, gdyż otworek jest stały dla wszystkich położeń tłoka.

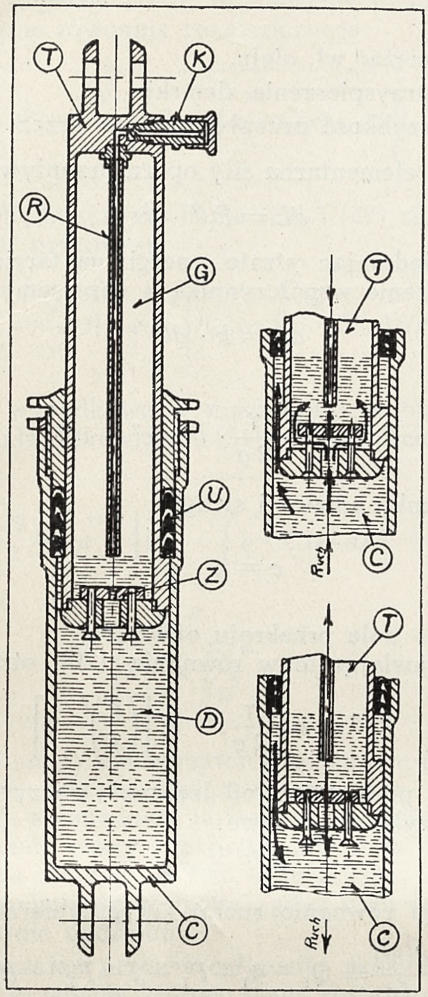


Rys. 1.

3. Analiza pracy amortyzatora z pominięciem pracy pneumatyka (metoda przybliżona)

Przy amortyzacji złożonej z elementów sprężystych jak naprz. pneumatyki kół + krążki gumowe, części te współpracują ze sobą nie wywierając jednak wzajemnie wpływu na charakter pracy. Inaczej jest przy połączeniu amortyzacji sprężystej z olejo-powietrzną, jak to ma miejsce w normalnych podwoziach, gdzie pneumatyki kół współpracują z amortyzatorami olejo-powietrznymi W takim wypadku naprz. zamiana kół niskiego ciśnienia (t. zw. balonów) na koła wysokiego ciśnienia zmieni już charakter pracy nie tylko z powodu innej pracy samych pneumatyków, lecz i odmiennej w nowych warunkach pracy amortyzatorów olejo-powietrznych.

Dzieje się na skutek tego, że pneumatyki, pochłaniając część energii, zmniejszają szybkość uginania się amortyzatorów, co z kolei zmniejsza opór, a tym samym — pracę przez nie pochłanianą.



Rys. 2.

Sprawą tą zajmiemy się szczegółowo niżej, rozpatrując na razie pracę amortyzatorów z pominięciem pneumatyków; takie warunki pracy spotykamy często w konstrukcjach płóz ogonowych.

Napiszmy ogólne równanie ruchu:

$$\frac{M_1}{2} \frac{d(v^2)}{dx} = -\Sigma P_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

gdzie

M_1 — masa przypadająca na jeden amortyzator

v — szybkość tej masy

x — droga tłoka licząc od położenia rozprężonego

ΣP_1 — suma wszystkich sił działających na poruszającą się masę.

O ile amortyzator jest wbudowany bezpośrednio nad kołem podwozia, to masą M_1 będzie całkowita masa samolotu podzielona przez ilość amortyzatorów podwoziowych.

Inaczej będzie, gdy amortyzator pracuje za pośrednictwem pewnej przekładni (zazwyczaj dźwigniowej). Wówczas należy obliczać t. zw. masę zredukowaną M_{red} wg wzoru:

$$M_{red} = M_1 \cdot \left(\frac{r_2}{r_1}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

gdzie $\left(\frac{r_2}{r_1}\right)$ — przekładnia ruchu między amortyzatorem a kołem.

Ponieważ przekładnia ruchu może się zmieniać podczas uginania się podwozia — masa zredukowana zależy ogólnie od ugięcia, czyli

$$M_{red} = \psi(x) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

o czym w pewnych wypadkach należy pamiętać.

Rozpatrzymy teraz kolejno siły działające na poruszającą się masę samolotu. Obchodzą nas tutaj tylko ich składowe pionowe, gdyż równanie ruchu (1) odnosi się do kierunku pionowego. Siły te odnieśmy do jednego amortyzatora. Z sił wewnętrznych działa ciężar Q. Z tego na jeden amortyzator przypada Q_1, a w wypadku istnienia przekładni ruchu

$$Q_{red} = Q_1 \left(\frac{r_2}{r_1}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

W wypadku ogólnym będzie również

$$Q_{red} = \varphi(x) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5$$

Niech w chwili zderzenia się z ziemią szybkość pozioma samolotu jest u.

Przyjmując, że samolot znajduje się na kącie natarcia, odpowiadającym w dalszym ciągu $C_{y_{max}}$ otrzymamy przybliżoną wartość siły aerodynamicznej

$$R = \frac{u^2}{v_{ląd}^2} \cdot Q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

gdzie $v_{ląd}$ jest szybkością lądowania.

Odpowiednia siła przypadająca na jeden amortyzator będzie

$$R_1 = \frac{u^2}{v_{ląd}^2} \cdot Q_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

względnie

$$R_{red} = \frac{u^2}{v_{ląd}^2} \cdot Q_{red} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Siła wypadkowa od ciężaru i nośności samolotu będzie zatem

$$Q_1 - R_1 = Q_1 \left(1 - \frac{u^2}{v_{ląd}^2}\right) = \lambda \cdot Q_1 \quad . \quad . \quad (9)$$

względnie

$$Q_{red} - R_{red} = Q_{red} \left(1 - \frac{u^2}{v_{ląd}^2}\right) = \lambda \cdot Q_{red} \quad . \quad (10)$$

jeśli dla uproszczenia wprowadzimy oznaczenie

$$\lambda = \left(1 - \frac{u^2}{v_{ląd}^2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Wartość współczynnika λ wg. doświadczeń uczonego japońskiego Taitiro Ogawa, przeprowadzonych na 6 typach samolotów waha się od $\lambda = 0$ do $\lambda = 0{,}42$.

Siły wewnętrzne w amortyzatorze podzielimy na 2 grupy:

1) zależne od ugięcia amortyzatora (t. zw. statyczne),
2) zależne od ugięcia i szybkości uginania się amortyzatora (t. zw. dynamiczne).

Do grupy pierwszej zaliczymy siłę sprężystą powietrza. Sprężanie odbywa się wg. politropy ze zmiennym naogół wykładnikiem m:

$$p_0 V_0^m = p_x \cdot V_x^m \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

gdzie

p_0 — ciśnienie wstępne powietrza (przy amortyzatorze całkowicie rozprężonym),
V_0 — objętość wstępna powietrza,
p_x — ciśnienie powietrza przy ugięciu x,
V_x — objętość powietrza przy ugięciu x.

Ciśnienie wstępne uwarunkowane jest sztywnością amortyzatorów w stanie rozprężonym lub lekko ugiętym (t. zw. wstępne ugięcie) pod obciążeniem statycznym, czyli podczas postoju samolotu na ziemi.

Ugięcie wstępne jest przyjemne przy rolowaniu po ziemi, gdyż amortyzacja wtedy jest „miększa", jednak w tym kierunku nie należy przesadzać, gdyż odbija się to niekorzystnie na pracy amortyzacji, zwłaszcza w podwoziach, gdzie wstępne ugięcia mają już pneumatyki kół.

Jeśli siła w amortyzatorze podczas postoju samolotu jest S, to ciśnienie wstępne będzie

$$p_0 = \frac{S}{F} + 1 \ \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

gdzie F — powierzchnia przekroju tłoka.
$S \cong Q_{red}$

Objętość powietrza przy ugięciu x wyrazi się wzorem

$$V_x = V_0 - F \cdot x \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Łącząc równanie (12) i (14) napiszemy

$$p_x = \frac{p_0}{\left(1 - x\dfrac{F}{V_0}\right)^m} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Siła oporu powietrza będzie

$$P_1' = p_x \cdot F = \frac{p_0 F}{\left(1 - x\dfrac{F}{V_0}\right)^m} = f(x) \quad . \quad (16)$$

Do sił grupy pierwszej zaliczymy też tarcie T tłoka w uszczelkach i o gładź cylindra. Wielkość tarcia zależy od dokręcenia dławic i, jak wynika z doświadczeń, może być uważana za stałą wzdłuż drogi tłoka. Siła ta nie powinna być zbyt dużą, gdyż może powodować zbyt szybkie niszczenie się uszczelek.

Z pośród drugiej grupy sił, tak zwanych dynamicznych, główne znaczenie ma opór przepływu cieczy przez otworki P_1''.

Przyrost elementarny energii przepływu

$$dE = \frac{\gamma \cdot F \cdot dx}{2g}(c^2 - v^2) \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

gdzie

γ — ciężar wł. oleju,
g — przyspieszenie ziemskie,
c — szybkość przepływu oleju przez otworki.

Praca elementarna siły oporu przepływu

$$dL = P_1'' \cdot dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Uwzględniając stratę energii na tarcie przez wprowadzenie współczynnika k napiszemy

$$dL = k \cdot dE \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Skąd

$$P_1'' = k \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot (c^2 - v^2) \quad . \quad (20)$$

Z warunku ciągłości strugi

$$c = v \cdot \frac{F}{f} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

gdzie f — pole przekroju otworków

Podstawiając to w równanie (20) otrzymamy

$$P_1'' = k \cdot \frac{\gamma}{2g} F \cdot v^2 \left[\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1\right] \quad . \quad . \quad (22)$$

Opór pochodzący od lepkości cieczy zależny jest od szybkości liniowo:

$$P_1''' = \alpha v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Ogólne równanie ruchu (1) przybierze postać

$$\frac{M}{2} \cdot \frac{d(v^2)}{dx} = Q_1 - A_1 - P_1' - T - P_1'' - P_1''' \quad (24)$$

a po podstawieniu wartości z równań (16), (20) i (23)

$$\frac{M}{2}\frac{d(v^2)}{dx} = \lambda \cdot Q - \frac{p_0 F}{\left(1 - x\dfrac{F}{V_0}\right)^m} + $$

$$- T - k\frac{\gamma}{2g} F\left[\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1\right] v^2 - \alpha v \quad . \quad (25)$$

Po uporządkowaniu otrzymamy

$$\frac{d(v^2)}{dx} + A \cdot v^2 + B \cdot v + C(x) = 0 \quad . \quad (26)$$

gdzie

$$A = \frac{2}{M} F \frac{v}{2g} k \left[\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

$$B = \frac{2}{M} \cdot \alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

$$C(x) = \frac{2}{M} \cdot \left[\frac{p_0 F}{\left(1 - x\dfrac{F}{V_0}\right)^m} + T - \lambda \cdot Q\right] \quad . \quad (29)$$

Jeśli mamy amortyzator o stałych otworkach (por. przykład 2, rys. 2), to współczynniki równania (26) A i B nie są zależne od x, a funkcją x jest jedynie wyraz $C(x)$. W takim wypadku, jeśli po-

miniemy lepkość ($B = 0$), możemy podać ogólne rozwiązanie równania różniczkowego

$$v^2 = e^{-Ax} \cdot \left[v_0^2 - \int_0^x e^{Ax} \cdot C(x) \cdot dx \right] \quad . \quad . \quad (30)$$

Uwzględniając równanie (22) i (27) znajdziemy stąd opór przepływu

$$P_1'' = \frac{M}{2} A \cdot e^{-Ax} \left[v_0^2 - \int_0^x e^{Ax} \cdot C(x)\, dx \right] \quad . \quad (31)$$

Siły wypadkowe w amortyzatorze otrzymamy uwzględniając równania (31), (16) i tarcie T, czyli

$$P_1 = \frac{M}{2} A \cdot e^{-Ax} \left[v_0^2 - \int_0^x e^{Ax} \cdot C(x)\, dx \right] + \\ + \frac{p_0 F}{\left(1 - x \frac{F}{V_0}\right)^m} + T \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

Jeśli mamy amortyzator o zmiennym przekroju otworków, przepuszczających olej (por. przykład 1, rys. 1), a zmienność ta jest tak dobrana, że przy pochłanianiu pracy siła przez cały czas jest stała, to sprawa staje się o tyle uproszczona, że znamy odrazu zmienność szybkości, gdyż ruch jest wtedy jednostajnie opóźniony.

Oznaczając przez s całkowity skok amortyzatora, po przebyciu którego masa zostaje zatrzymana, będziemy mieli

$$v = v_0 \left(1 - \frac{x}{s}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

skąd

$$v^2 = v_0^2 \left(1 - \frac{x}{s}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

$$\frac{d(v^2)}{dx} = -2 \frac{v_0^2}{s} \left(1 - \frac{x}{s}\right) \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

Podstawiając ostatnie wartości do równania (26) otrzymamy

$$-2 \frac{v_0^2}{s} \cdot \left(1 - \frac{x}{s}\right) + A v_0^2 \left(1 - \frac{x}{s}\right)^2 + \\ + B \cdot v_0 \cdot \left(1 - \frac{x}{s}\right) + C(x) = 0 \quad . \quad . \quad (36)$$

Jeśli pominiemy lepkość ($B = 0$), to z równania tego wyznaczymy

$$A = \frac{2}{s\left(1 - \frac{x}{s}\right)} - \frac{C(x)}{v_0^2 \left(1 - \frac{x}{s}\right)^2} \quad . \quad . \quad (37)$$

a z równania (27)

$$f = \frac{F}{\sqrt{1 + \frac{A \cdot M \cdot g}{k \cdot F \cdot \gamma}}} \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

4. Analiza rozprężania się amortyzatora olejo-powietrznego

Podczas pochłaniania energii część jej, odpowiadająca sile dynamicznej (por. równania 20 i 23), zostaje odrazu rozproszona, reszta zaś skupia się pod postacią ciśnienia w komorze powietrznej.

Z chwilą pochłonięcia całej energii opadania samolotu zaczynają przeważać siły wewnętrzne i amortyzator zaczyna się rozprężać, unosząc masę samolotu wgórę. Ogólne równanie ruchu analogicznie do równania (25) przybierze postać

$$\frac{M}{2} \frac{d(v^2)}{dx} + \lambda Q = \frac{p_0 F}{\left[1 - (s - x)\frac{F}{V_0}\right]^m} - T + \\ - k \frac{\gamma}{2g} F \left[\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1 \right] v^2 - \alpha \cdot v \quad . \quad . \quad (39)$$

gdzie

x — droga tłoka licząc od położenia ugiętego całkowicie,
m — wykładnik politropy rozprężania,
T — tarcie w drodze powrotnej tłoka,
f — pole otworków, odsłonietych podczas rozprężania się amortyzatora,
α — współczynnik zależny od lepkości cieczy i kształtu otworków.

reszta oznaczeń, jak poprzednio.

Po uporządkowaniu otrzymamy

$$\frac{d(v^2)}{dx} + A \cdot v^2 + B \cdot v - C(x) = 0 \quad . \quad . \quad (40)$$

gdzie

$$A = \frac{2}{M} F \frac{\gamma}{2g} k \left[\left(\frac{F}{f}\right)^2 - 1 \right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

$$B = \frac{2}{M} \cdot \alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

$$C(x) = \frac{2}{M} \cdot \left[\frac{p_0 F}{\left[1 - (s - x)\frac{F}{V_0}\right]^m} - T - \lambda Q \right] \quad (43)$$

Po zcałkowaniu podobnie do równania (30) otrzymamy ($B = 0$)

$$v^2 = e^{-Ax} \int_0^x e^{Ax} \cdot C(x) \cdot dx \quad . \quad . \quad (44)$$

Opór przepływu będzie

$$P_1'' = \frac{M}{2} \cdot A \cdot e^{Ax} \cdot \int_0^x e^{Ax} \cdot C(x) \cdot dx \quad . \quad . \quad (45)$$

a siła wypadkowa w amortyzatorze

$$P_1 = \frac{p_0 F}{\left[1-(s-x)\frac{F}{V_0}\right]^n} - T + - \frac{M}{2}\cdot A \cdot e^{Ax}\int_0^x e^{Ax}\cdot C(x)\,dx \quad . \quad . \quad (46)$$

Po całkowitym rozprężeniu się amortyzatora tłok natrafia na ograniczenie ruchu.

Szybkość tego uderzenia będzie (ze wzoru 44)

$$v_s^2 = e^{-As}\int_0^s e^{Ax}\, C(x)\,dx \quad . \quad . \quad . \quad (47)$$

a po wciągnięciu wyrażenia e^{-As} pod znak całki

$$v_s^2 = \int_0^s e^{-A(s-x)}\cdot C(x)\,dx \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

Przy dostatecznie małych otworkach wyrażenie A (por. wzór 41) jest bardzo duże, wobec czego wyrażenie podcałkowe szybko maleje w miarę oddalania się wartości x od s. Jeśli założymy, że w granicach na x, dla których to wyrażenie wogóle ma wpływ na wartość całki, $C(x)$ jest stałe i równe wartości końcowej $C(s)$, to wzór (48) będziemy mogli zcałkować

$$v_s^2 \cong C(s)\int_0^s e^{-A(s-x)}\,dx = C(s)\,\frac{1-e^{-As}}{A} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (49)$$

Czyli dla A dużych

$$v_s^2 \cong \frac{C(s)}{A} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

Rozważania te wykazują, że ponieważ przy małych otworkach już małe szybkości rozprężania się amortyzatora dają dostateczne siły przeciwdziałające ruchowi pod wpływem wewnętrznego ciśnienia, więc wpływ sił masowych jest bardzo mały.

Rzeczywiście, jeśli założymy, że amortyzator sam się rozpręża, nie hamowany masą samolotu, to otrzymamy z równania (39)

$$k\frac{\gamma}{2g}F\left[\left(\frac{F}{f}\right)^2-1\right]v^2 = \lambda Q - \frac{p_0 F}{\left[1-(s-x)\frac{F}{V_0}\right]^m} + T \quad . \quad . \quad (51)$$

skąd

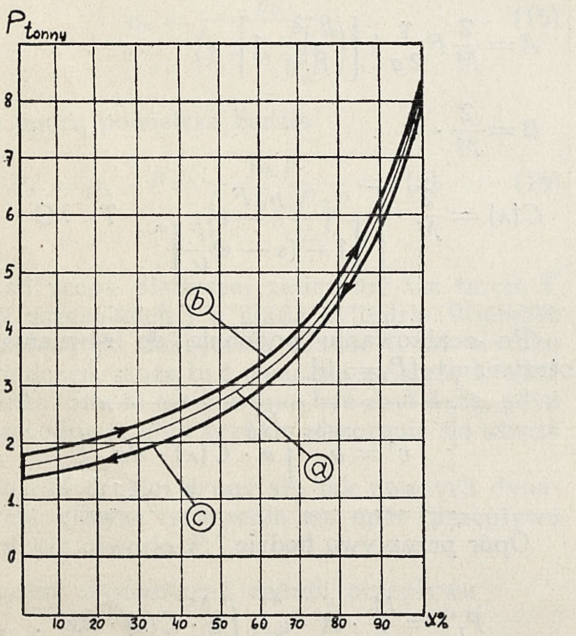
$$v^2 = \frac{\lambda Q - \frac{p_0 F}{\left[1-(s-x)\frac{F}{V_0}\right]^m} + T}{k\frac{\gamma}{2g}F\left[\left(\frac{F}{f}\right)^2-1\right]}$$

a szybkość końcowa (x = s)

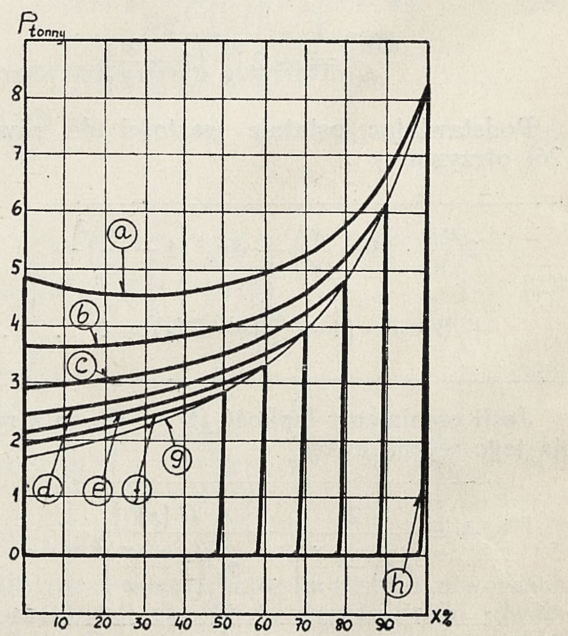
$$v_s^2 = \frac{\lambda Q - p_0 F + T}{k\cdot\frac{\gamma}{2g}\cdot F\left[\left(\frac{F}{f}\right)^2-1\right]} \quad . \quad . \quad (52)$$

Jak łatwo sprawdzić, wstawiając do wzoru (50) wartości ze wzorów (41) i (43) otrzymamy wyrażenie identyczne ze wzorem (52).

W wypadku, gdy otworki w drodze powrotnej tłoka są tego samego rzędu, co i podczas uginania się amortyzatora, obliczamy, całkując wzór (48).



Rys. 3.



Rys. 4.

5. Przykład obliczenia amortyzatora (rys. 2) metodą przybliżoną (wg. teorii z rozdziału 3 i 4)

Niech mamy amortyzator zbudowany dla następujących danych, wziętych z konstrukcji płatowca (oznaczenia patrz. wyżej):

$$M_{red} = 4{,}44 \ \frac{\text{kg.sek}^2}{\text{cm}}$$

$$Q_{red} = 1800 \text{ kg}$$

$$E_1 = 270 \text{ kgm}$$

$$P_{max} = 8260 \text{ kg}$$

$$s = 4{,}2 \text{ cm.}$$

Dane tego amortyzatora niech będą:

$$p_0 = 45 \ \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$$

$$m = 1{,}3$$

$$k = 1{,}3$$

$$T = \pm 200 \text{ kg}$$

$$\gamma = 0{,}889 \ \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$$

$$F = 38{,}5 \text{ cm}^2$$

$$f = 0{,}265 \text{ cm}^2$$

$$V_6 = 222 \text{ cm}^3.$$

Obliczając wg. wzorów podanych wyżej znajdziemy

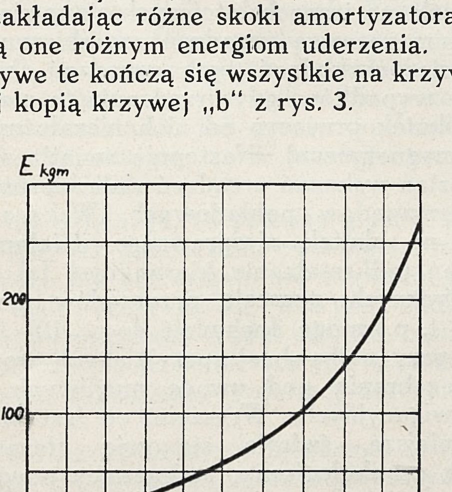
$$A = 0{,}219 \ \frac{1}{\text{cm}}$$

$$C(x) = 0{,}452 \left[\frac{1490}{(1 - 0{,}173 \cdot x)^{1,3}} + 200 - \lambda \cdot 1800 \right] \frac{\text{cm}}{\text{sek}^2}$$

Na rys. 3 krzywa „*a*" podaje wartości sił od sprężonego powietrza. Krzywe „*b*" i „*c*" otrzymujemy po uwzględnieniu tarcia.

Wypadkowe siły w amortyzatorze podane są na rys. 4 dla $\lambda = 0$ i na rys. 6 dla $\lambda = 1$. Poszczególne krzywe: „*a*" „*b*" „*c*" „*d*" i „*f*" *otrzymano* zakładając różne skoki amortyzatora; odpowiadają one różnym energiom uderzenia.

Krzywe te kończą się wszystkie na krzywej „g", będącej kopią krzywej „b" z rys. 3.

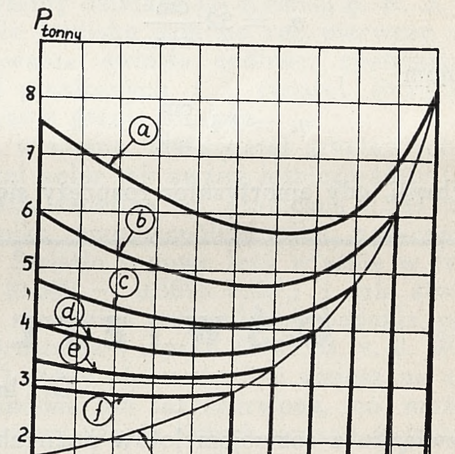


Rys. 5.

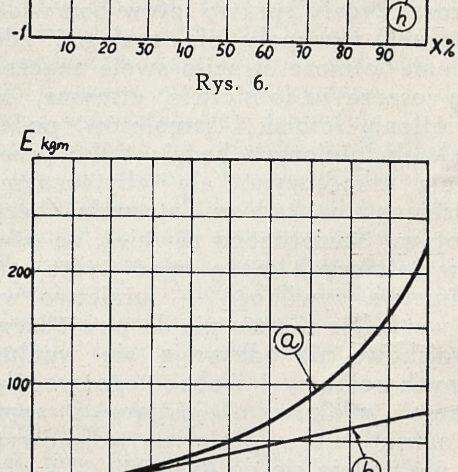
Rysunki 5 i 7 podają zależność skoku amortyzatora od wielkości energii uderzenia. Rysunek 5 wykonano przy założeniu $\lambda = 0$, a rys. 7 — dla $\lambda = 1$; krzywa „*a*" daje tu wykres energii pochłanianej przez amortyzator, a prosta „*b*" — przyrost energii spowodowany opuszczaniem się masy samolotu w czasie amortyzowania energii uderzenia.

Na rys. 8 podane są wykresy maksymalnej pracy amortyzatora przy założeniu $\lambda = 0$ (krzywa „*a*") oraz dla porównania — przy $\lambda = 1$ (krzywa „*b*"). Wszystkie te wykresy obliczono przy założeniu, że otworek, przepuszczający oliwę, ma średnicę 5,8 mm ($f = 0{,}265 \text{ cm}^2$). Dla przekonania się, jak wielki wpływ na pracę amortyzatora wywiera ten otworek — obliczono, podobnie jak na rys. 8, siły dla otworka o średnicy 5,5 mm (rys. 9).

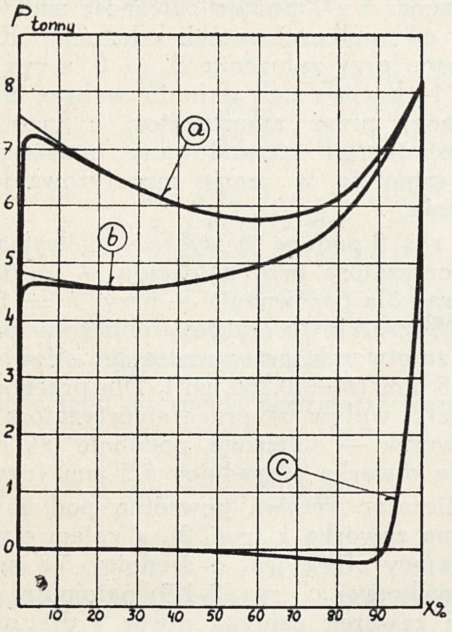
Obliczając krzywą powrotną pod założeniem, że niema zaworka *z* (rys. 2), a zatem otwór przepuszczający oliwę jest o średnicy 5,8 mm otrzymano wykresy „*c*" rys. 8 i 9; natomiast przyjmując, że zaworek zamyka otwór i dla przepływu oleju pozostaje tylko mały otworek o średnicy 2,2 mm w tym zaworku otrzymano krzywe „*h*" rys. 4 i 6. Wykresy sił mało się różnią między sobą, ale szybkość poruszania się tłoka w drugim wy-



Rys. 6.



Rys. 7.



Rys. 8.

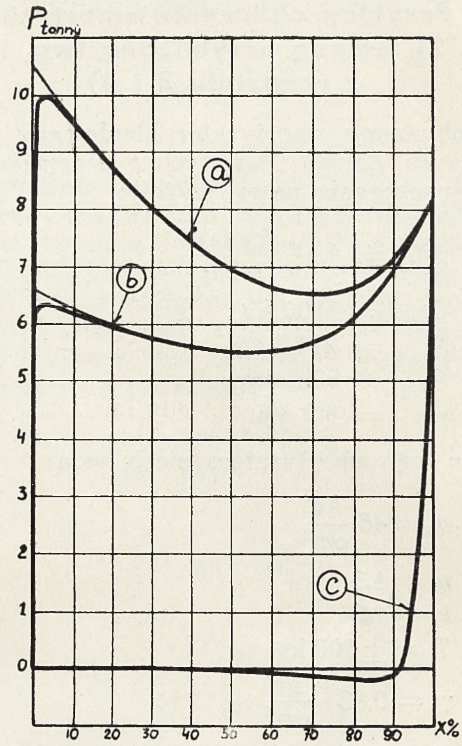
padku jest znacznie mniejsza. Zakładając $\lambda = 0$ otrzymano w pierwszym wypadku przy końcu ruchu

$$v_s = 52 \frac{\text{cm}}{\text{sek}}$$

a w drugim

$$v_s = 2{,}4 \frac{\text{cm}}{\text{sek}}$$

W chwili, gdy amortyzator rozpręży się całkowicie, tłok natrafia na ograniczenie ruchu w cylindrze, wskutek czego szybkość Vs udzielić się musi masie koła. Jest rzeczą jasną, że im szybkość ta będzie mniejsza, tem słabsze będzie uderzenie w miejscu ograniczenia ruchu i to jest powodem stosowania zaworka zwrotnego.



Rys. 9.

OŚWIETLENIE LOTNICZE

Dr. Inż. JÓZEF PAWLIKOWSKI

W związku z rozwojem lotów nocnych w lotnictwie wojskowym i cywilnym postępuje również rozwój oświetlenia lotniczego. Przed paru laty pod wpływem postępów w dziedzinie radia i przyrządów pokładowych, które teoretycznie całkowicie rozstrzygały sprawę lotów bez widoczności zewnętrznej, zaczynały się rozlegać zdania, iż oświetlenie lotnicze straciło swoje znaczenie i jeżeli się jeszcze w lotnictwie utrzyma, to tylko w oświetleniu lotnisk i samolotów, podczas gdy na szlakach lotniczych będzie tylko przeżytkiem może nie szkodliwym, ale zbytecznym i nie zwiększającym w żadnym stosunku bezpieczeństwa lotów. Stwierdzono również, że oświetlenie szlaków lotniczych może mieć tylko znaczenie dla lotnictwa cywilnego — lotnictwo wojskowe w tym względzie nie ma nic do powiedzenia, gdyż loty wojskowe nie odbywają się według zgóry założonych szlaków i wobec tego wogóle „przygotowanie" szlaków, obejmujące i sporne wówczas oświetlenie w lotnictwie wojskowym, oczywiście nie nadaje się do dyskusji.

Przekonano się jednak bardzo prędko, iż oświetlenie lotnicze nietylko samolotowe i lotniskowe ale i szlakowe stanowi niezbędny czynnik w organizacji lotów nocnych i to nie tylko w lotnictwie cywilnym ale także i w lotnictwie wojskowym.

Światła na trasach lotniczych stanowią przede wszystkim rezerwę urządzeń radiokierunkowych w czasie uszkodzeń tych urządzeń, bądź też w razie wypadków, gdy urządzenia te nie działają na skutek przyczyn od nich niezależnych (np. burze magnetyczne). Następnie światła stanowią sprawdzian wskazań urządzeń radiokierunkowych oraz przyrządów pokładowych. Wskazania powstałe na skutek niesprawnego działania tych urządzeń (odkształcenie kierunkowe fal elektromagnetycznych, precesja przyrządów żyroskopowych i t. p.) mogą dochodzić do $\pm 10^0$ i więcej nawet przy najbardziej sprzyjających warunkach lotu, bez brania pod uwagę możliwych omyłek aeronawigacyjnych. Wreszcie, co jest właściwie najważniejsze, światła stanowią niezastąpiony czynnik psychologiczny, podnoszący pewność pilota co do zachowania kierunku lotu, i tym samym niepomiernie podnoszą bezpieczeństwo komunikacji lotniczej. W wielu wypadkach, gdy lot

na wysokości jest niemożliwy z powodu obmarzania samolotu i pilotowi pozostaje tylko lot przyziemny, wówczas jedynym ratunkiem pozostają dla niego właśnie latarnie lotnicze. Należy pamiętać o tym, iż loty na szlakach komunikacyjnych, aczkolwiek często wymagają wprost nadludzkiego bohaterstwa od ludzi je prowadzących, zasadniczo nie mogą leżeć w dziedzinie „wyczynów" lotniczych! Należy oczywiście zgodzić się z tym, że w wielu wypadkach np. przy normalnym locie nad chmurami pilot nie korzysta zupełnie z sygnałów świetlnych, ale nie można zapominać o tym, że w świadomości pilota, prowadzącego w trudnych warunkach samolot, głęboko tkwi pewność, że w chwili, gdy mu zawiedzie radio, lub gdy nie będzie on pewny wskazań swoich przyrządów pokładowych, ma zawsze ucieczkę do bezpośrednio działających na zmysły świateł lotniczych i dzięki nim może bądź znaleźć drogę do lotniska docelowego, bądź też wylądować na jednym z lądowisk pomocniczych. Ta pewność daje mu spokój nerwowy, poza tym przy dobrych warunkach atmosferycznych latarnie lotniskowe zwalniają pilota całkowicie od wyczerpującego śledzenia za wskazaniami często drażniąco wibrujących wskazówek poszczególnych przyrządów kierunkowych; daje to pilotowi pożądany odpoczynek, zachowując tego pilota dłużej dla potrzeb linii lotniczych i pozwalając rzucić jego całą energię na szalę, gdy zajdzie rzeczywiste niebezpieczeństwo dla prowadzonego przez niego samolotu i powierzonych jego opiece pasażerów.

Z oświetlenia linii korzysta również i lotnictwo wojskowe. Oczywiście nie ma tu mowy o współpracy z cywilną komunikacją przy codziennych przelotach. Oświetlenie dla lotnictwa wojskowego ma zupełnie inne znaczenie: oświetlone i przygotowane do lotów nocnych szlaki lotnicze to laboratoria szkolne dla pilotów wojskowych, uczących się przelotów przy pomocy sygnałów radiowych i przyrządów. Bez nich szkolenie pilotów jest prawie nie do pomyślenia, i z tego względu poszczególne państwa, stawiające na pierwszym planie u siebie lotnictwo wojskowe, zwracają baczną uwagę właśnie na rozwój oświetlonych cywilnych linii lotniczych. Próżno szukać wytłumaczenia budowy wielu nocnych szlaków lotniczych w ekonomicznych kalkulacjach; przyczyny ich rozwoju byłyby całkowicie niezrozumiałe, gdyby nie istniało tak proste skądinąd wytłumaczenie, wyrażające się w strategiczno-wyszkoleniowych cechach.

Nic też dziwnego, że pomimo głosów krytycznych, o których zaznaczono na wstępie, oświetlenie lotnicze nie zatrzymało się w swoim rozwoju i może stale szczycić się nowymi zdobyczami w udoskonaleniu bądź źródeł światła, bądź systemów optycznych, bądź też samych sposobów wykorzystania sygnalizacji świetlnej dla celów lotniczych.

Ogólne kierownictwo w dziedzinie oświetlenia lotniczego na gruncie międzynarodowym mniej więcej od ośmiu lat objęła Międzynarodowa Komisja Oświetleniowa, która utworzyła dla rozstrzygania wszystkich zagadnień związanych z oświetleniem lotniczym dwa Sekretariaty — jeden poświęcony oświetleniu przyziemi i drugi poświęcony oświetleniu samolotu. Wyniki prac tych Sekretariatów przedstawiane są na okresowych zjazdach międzynarodowych, z których ostatni odbył się w Berlinie i Karlsruhe w 1935 roku, następny zaś odbędzie się w Amsterdamie w 1938 roku. Zjazdy te gromadzą zwykle najwybitniejszych znawców i specjalistów nie tylko z dziedziny oświetlenia lotniczego ale i lotnictwa wogóle, a zwłaszcza z dziedziny organizacji urządzeń przy ziemi. Dzięki temu prace tych zjazdów są zwykle bardzo owocne: w ten sposób stworzono np. w formie zaleceń normy dla oświetlenia lotnisk i szlaków oraz podstawy projektowania wszelkiego rodzaju urządzeń oświetleniowych przy ziemi i na samolocie. Normy te tłumaczone obecnie przez Polski Komitet Oświetleniowy wykorzystywane są w szerokiej mierze przez polskie władze lotnicze, interesujące się w bardzo znacznym stopniu pracami Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej.

Obecnie można już wskazać cały szereg lotnisk, które stanowią jakby doświadczalne wcielenia zaleceń Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej. Jednym z takich lotnisk jest lotnisko holenderskie w Eindhoven, którego kierownikiem jest wybitny działacz tej Komisji p. R. J. Castendijk. Na lotnisku tym po raz pierwszy znalazły zastosowanie światła sodowe, spełniające rolę świateł granicznych, t. j. świateł służących dla znakowania granic lotniska.

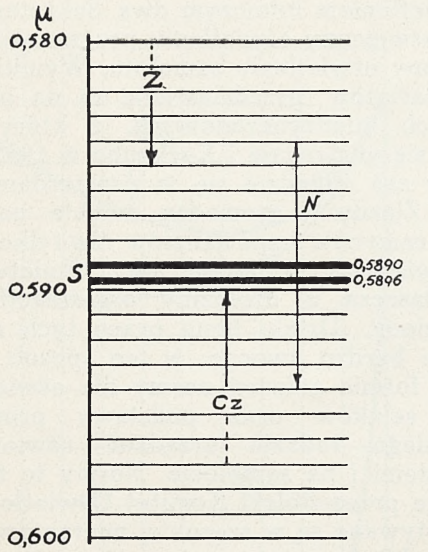
Jak wiadomo, dla świateł granicznych ustalony został kolor tak zwany lotniczo-żółty (dominująca fala świetlna w granicach 0.584 mikr. — 0.594 mikr. przy współczynniku nasycenia min. 0,97 *). Światło sodowe leży właśnie w tych granicach (0.589 — 0,5896 mikr.) i jak stwierdziły bardzo sumiennie prowadzone badania prof. Dr. L. S. Ornsteina [1]) i prof. dr. G. B. v. d. W. Werfhorsta [2]) nigdy nie może być zmieszane z barwą białą, zieloną lub też czerwoną, co może mieć miejsce przy użyciu innych rodzaji światła barwnego np. zwyczajnych żarówek z odpowiednimi filtrami. Na rys. 1 podany jest zakres koloru lotniczo-żółtego na skali długości fal świetlnych (zakres ten oznaczony jest literą N), następnie podane są długości fal świetlnych, odpowiadające kolorowi światła sodowego (litera S). — Litery Z i Cz wskazują odpowiednio zakresy kolorów zielonego i czerwonego, otrzymane z doświadczeń wyżej wspomnianych uczonych.

Światło sodowe na lotnisku w Eindhoven zostało użyte w formie lampy sodowej Philipsa, t. zw. 50 watowej Philora—Sodium lampy typ SO.70. Lampa ta daje strumień świetlny wielkości 2500 lumenów przy jaskrawości dochodzącej do 300 świec/cm². Dzięki tym zaletom lampa ta, pobierając moc (razem ze sprzężonym z nią transformatorem) równą mocy normalnie używanej

[1]) Proceedings d. König. Ak. d. Wiss. in Amsterdam Bd. XXXVII — 385 — 1934.

[2]) Ref. Kom. Szkieł sygn. MKOśw — Berlin — 1935.

*) W zleceniach MKOśw barwa światła żółto-lotniczego podana jest we współrzędnych układu trójchromatycznego.



W/g druku reklamowego Philipsa

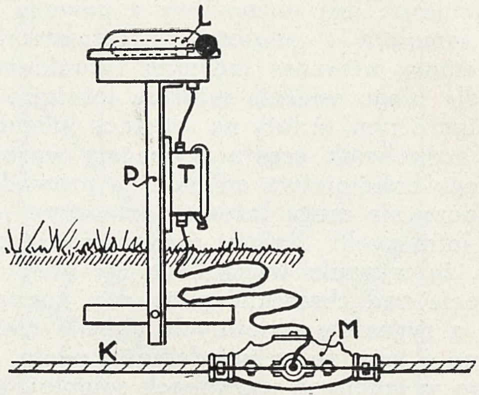
Rys. 1. Zakres koloru lotniczo-żółtego na skali długości fal świetlnych

w tym celu 75 watowej żarówki daje przeszło dziesięciokrotnie większy efekt świetlny. Zapewnia to znaczny zasięg widoczności. Jak stwierdzają meldunki lotników nocnej linii pocztowej Amsterdam — Kolonia, która to linia przebiega w bezpośredniej bliskości Eindhoven, w czasie dobrej pogody lotnisko Eindhoven widoczne jest o blisko 30 km; zauważono też pewne osobliwe zjawisko: lotnik lecący nad chmurami widzi bardzo często zarys lotniska, utworzony przez lampy sodowe nad górną powierzchnią chmur.

Należy do tego dodać, że pomimo tak wielkiej jaskrawości lampy sodowe, posiadające światło monochromatyczne, nie dają zupełnie efektu olśnienia, tak niebezpiecznego dla lotników w wypadku użycia zbyt silnych świateł na lotniskach. W tym ostatnim względzie bardzo ciekawe są prace Dr. Faillie oraz Dr. M. Mouton [1]) zagranicą oraz mjr. dr. Pola [2]) w Polsce.

Na rys. 2 pokazane jest światło graniczne z lampą sodową. Na rysunku tym litera *L* oznacza samą lampę, *T* — jej transformator, *P* — podstawę, *M* — mufę rozgałęźną, *K* — kabel okrężny, do którego dołączają się wszystkie światła graniczne na lotnisku. Należy dodać, iż przy światłach sodowych kable lotniskowe mogą być projektowane daleko oszczędniej niż przy użyciu żarówek, gdyż światła sodowe są daleko mniej czułe na wahanie i spadki napięć. Podczas gdy 5% spadek napięcia powoduje blisko 15% spadek wielkości strumienia w żarówkach, w lampach sodowych przy spadku napięcia dochodzącym do 10% spadek strumienia nie przekracza 6%.

Drugą nowością na lotnisku w Eindhoven są reflektory lotniskowe z lampami rtęciowymi wysokiego ciśnienia. Lampy te, jak wiadomo, posiadają jaskrawość 120.000 świec/cm^2, t. j. jaskrawość bliską do jaskrawości słońca w czasie południa. Niestety lampy te nie posiadają jeszcze odpowiednich systemów optycznych i umieszczone są narazie w ognisku zwykłych cylindryczno-parabolicznych metalowych zwierciadeł. Specjalny system optyczny dla tych lamp jest obecnie dopiero opracowywany przez francuską firmę Barbier, Benard i Turenne. Reflektor z tym nowym systemem, składającym się ze szkieł dioptrycznych jest zamówiony w tej firmie przez Lotnicze Władze Holenderskie dla lotniska Schiphol w Amsterdamie.



W/g druku reklamowego Philipsa

Rys. 2. Światło graniczne z lampą sodową

Na większości lotnisk zagranicznych reflektory lotniskowe są stałe. Wymaga to zwykle większej ilości reflektorów, uwzględniających wszystkie możliwe kierunki lądowania, ma jednak tę wielką zaletę, że nie zmusza do każdorazowego ustawiania i co ważniejsze każdorazowej regulacji reflektorotyczącej skierowania jego strumienia w płaszczyźnie pionowej. We Francji sprawę stałych reflektorów rozstrzygnięto w wielu wypadkach przy pomocy jednego reflektora, zainstalowanego na środku lotniska i chowanego w porze dziennej pod poziomem ziemi.

Należy zwrócić uwagę, iż Niemcy, które długi czas były przeciwne wprowadzeniu reflektorów, obecnie posiadają je na prawie wszystkich lotniskach.

Jako bardzo ciekawe urządzenie na lotnisku w Eindhoven można wskazać samą wieżę obserwacyjną, w której pracuje kierownictwo ruchu. Wieża ta zbudowana na dachu budynku dworca lotniczego pokazana jest na rys. 3. Mieści się tu tablica rozdzielcza wszystkich świateł lotniskowych, model lotniska z jego wszystkimi urządzeniami świetlnymi, reflektory sygnalizacyjne, używane również do sygnalizacji dziennej, stacja radio i t. p. Wieża jest ze wszystkich stron oszklona i co jest charakterystyczne ma ściany, jak to widać wyraźnie na rysunku, zlekka pochylone na zewnątrz, dzięki czemu oświetlenie wewnętrzne wieży nie staje się powodem olśnienia lotnika.

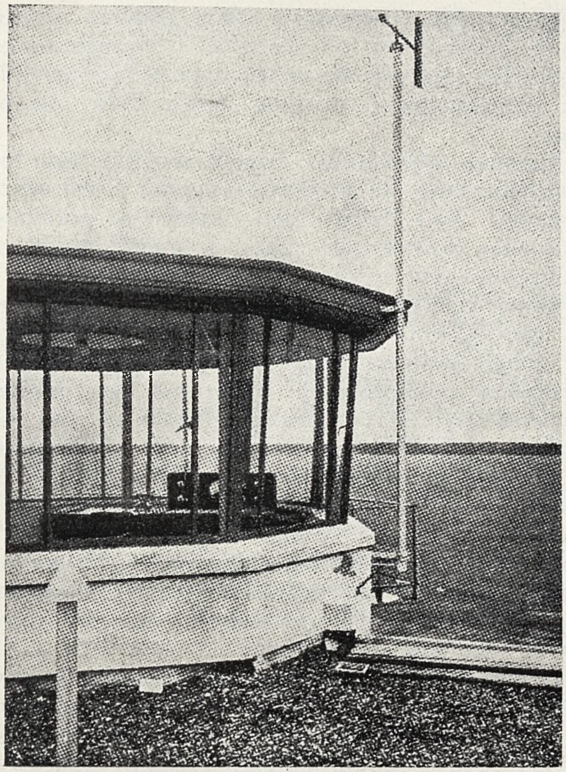
Wracając teraz do oświetlenia szlaków, jako przykład najbardziej nowoczesnych szlaków można podać ostatnio uruchomiony w Szwecji szlak Malmö — Sztokholm (wiosna 1936 r.) oraz Berlin — Wrocław — Gliwice (listopad 1936 r.).

Schemat tego ostatniego szlaku podany jest na rys. 4.

Oba te szlaki, jak zresztą cały szereg innych szlaków powstałych ostatnio w Europie zachod-

[1]) Flugplatzumrandungsfeuer — Philips — 12a/38D. str. 15 — 1936.

[2]) Dr. Pol Wł. Wybór kolorowego światła — Warszawa 1933.



W/g Shell Aviation News, April 1936, str. 18
Rys. 3. Wieża obserwacyjna na lotnisku w Eindhoven

niej, Ameryce, a nawet Afryce, Azji i dalekiej Australii, odpowiadają całkowicie zaleceniom Międzynarodowej Komisji Oświetlenia Lotniczego.

Zalecenia te w stosunku do szlaków brzmią jak następuje:

I. Wszystkie latarnie na danym szlaku lotniczym powinny posiadać jeden i ten sam charakter świecenia. Nie dotyczy to oczywiście świateł pomocniczych, służących dla znakowania lądowisk. Sprawie tej poświęca się obecnie coraz więcej uwagi. Wyjątek co do jednolitości charakteru świecenia robi się tylko wtedy, o ile na danym szlaku nie istnieje możliwość przelotu zawsze w tym samym kierunku niezależnie od warunków atmosferycznych. Wypadki takie mają miejsce na falistych terenach południowej Francji.

II. Wszystkie latarnie powinny być ustawione ściśle wzdłuż linii lotu, t. j. zasadniczo na linii prostej, o ile z powodu warunków lokalnych nie zachodzi konieczność utrzymywania lotów po linii łamanej. Właśnie taka okoliczność zachodzi na obu wymienionych wyżej szlakach.

Na szlaku Berlin — Wrocław f-ma Pintsch zaprojektowała bardzo ciekawe urządzenie, służące dla znakowania miejsca załamania szlaku (w Schönfelde). Są to dwie obok siebie stojące latarnie błyskowe całkowicie zsynchronizowane w swoich obrotach, dzięki czemu pilot widzi zawsze równocześnie dwa błyski. Podobny system sygnalizacji znalazł już dawniej zastosowanie do znakowania przeszkód lotniczych w postaci stojących obok siebie wież radiowych. Przykładem takiej sygnalizacji demonstrowanej w salonie aeronautycznym w Mediolanie w roku 1935 mogą służyć wieże radiostacji lotniskowej w Norymberdze.

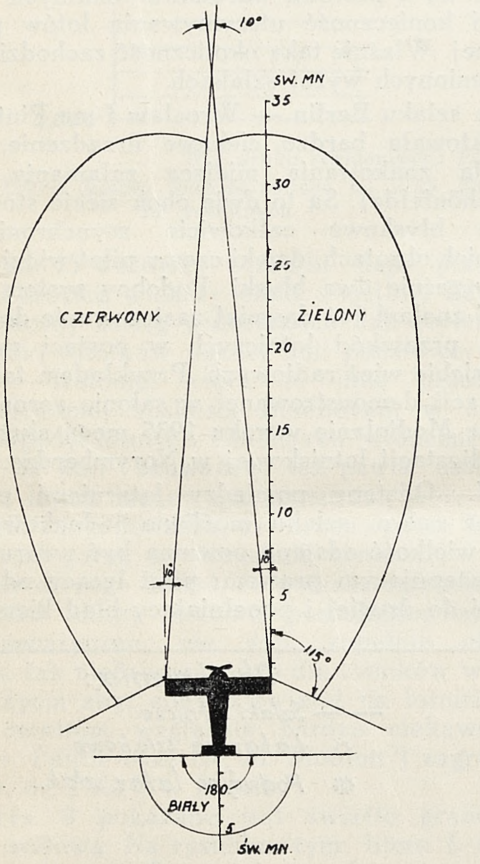
III. Odstępy pomiędzy latarniami powinny być na całym szlaku możliwie jednakowe, przy czym wielkość odstępu powinna być uwarunkowana następującym prawem: pilot lecący od jednej latarni do drugiej i popełniający błąd kierunkowy



Rys. 4. Schemat oświetlenia szlaku lotniczego Berlin — Wrocław — Gliwice

dochodzący do 5° powinien przelecieć zawsze w sferze latarni, do której leci przy najgorszych warunkach atmosferycznych, przy których możliwy jest jeszcze lot związany z sygnałami przy ziemi.

Według przyjętej obecnie praktyki odstępy pomiędzy poszczególnymi latarniami wahają się pomiędzy 20 i 30 km, przy czym ostatnio istnieje tendencja do zmniejszenia tej wielkości. Światła pośrednie o małym zasięgu nie są już zupełnie używane. Rząd wielkości światłości latarń szlakowych wynosi obecnie 2 miliony świec. Daje to zasięg przy dobrej pogodzie około 60 — 80 km, zaś przy



Rys. 5 Pożądany wykres światłości świateł pozycyjnych samolotu (według sprawozdania Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej).

złych warunkach atmosferycznych (98% absorpcji) około 3 km, co jednak całkowicie zabezpiecza spełnienie trzeciego warunku Zaleceń Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej, dotyczącego możności zauważenia latarni przy zboczeniu z drogi o 5° od chwili minięcia ostatniej latarni.

Jednolitość świecenia wszystkich latarni usuwa komplikacje różnorodności sygnałów poszczególnych latarni, niepotrzebnie rozpraszających uwagę pilota, gdyż rzeczywistą orientację o położeniu otrzymuje on drogą radiową, zaś z różnorodnych sygnałów poszczególnych latarni mógłby on korzystać właściwie tylko przy pomocy trzymanego stale pod ręka kodu. Należy dodać, że pomimo zaleceń Komisji, dotyczących jednolitości świecenia dla szlaku Malmö — Sztokholm próbowano początkowo stworzyć dodatkowe sygnały dla poszczególnych odcinków trasy, bardzo prędko jednak stwierdzono ich zbędność i obecnie znakuje się tylko latarnie dla oznaczenia położenia lądowisk pomocniczych, o czym mowa była już powyżej.

Warunek utrzymania latarni wzdłuż linii lotu (z odchyleniami nie przekraczającymi 1 km od teoretycznej linii lotu) jest oczywistą podstawą współpracy oświetlenia szlaku z urządzeniami radiokierunkowymi i przyrządami pokładowymi.

Prawo o odstępach podkreśla rolę oświetlenia jako sprawdzianu danych otrzymanych przez pilota drogą radiową względnie na mocy wskazań przyrządów pokładowych. Warunek ten podnosi znaczenie oświetlenia szlaków właśnie na czas najgorszych warunków atmosferycznych. Zachowanie zaś jednakowej odległości międzylatarniowej daje pilotowi orientację co do równomierności lotu i szybkości samolotu względem ziemi.

W dziedzinie oświetlenia samolotów Międzynarodowa Komisja Oświetleniowa ustaliła przede wszystkim normy dla reflektorów samolotowych, które brzmią jak następuje:

Na wszystkich samolotach pasażerskich powinien być przynajmniej jeden reflektor do lądowania, oddalony minimum o 3 m. od pilota i znajdujący się poza obrębem śmigła. Reflektor ten powinien być włączony do obwodu niezależnego od obwodów zasilających inne odbiorniki leżące bliżej niż 3 m. od pilota. Pożądane jest, by reflektor do lądowania był położony na skrzydle możliwie dalej od pilota.

Całkowity strumień świetlny reflektora do lądowania nie może być mniejszy od 2000 lumenów dla wszystkich samolotów pasażerskich i 1000 lumenów dla wszystkich innych samolotów, latających w nocy.

Następnie Komisja dała pewne wytyczne dotyczące świateł pozycyjnyh, dając najbardziej pożądany wykres światłości tych świateł (rys. 5), oraz minimum ich mocy (20 watów dla każdego ze świateł przednich oraz 5 watów dla światła tylnego). Niestety dzięki temu, iż sprawa przepisów międzynarodowych dla tych świateł leży w rękach CINA, zalecenia te nie zyskały jeszcze mocy obowiązującej i należy przypuszczać, że sprawa świateł pozycyjnych jeszcze długi czas będzie przedmiotem dyskusji na różnych zjazdach międzynarodowych.

Bardzo wielką uwagę Komisja zwróciła na oświetlenie przyrządów, zalecając wszystkim Komitetom Oświetleniowym badanie użycia nadfioletowego światła do pobudzania świecenia mas fluoryzujących; instalacje wykorzystujące światło nadfioletowe pokazane były na ostatnim Salonie Aeronautycznym w Paryżu (lampy f-my Labinal).

Sprawa oświetlenia lotniczego nie może być oczywiście wyczerpana w jednym artykule. Stała się ona już dziś rozległą gałęzią techniki, wymagającej specjalizacji i posiadającą obszerną fachową literaturę. Artykuł niniejszy miał tylko na celu przypomnienie o jej istnieniu i zwrócenie uwagi na cały szereg problematów, które często nie są dostatecznie doceniane pomimo niezaprzeczonej wagi dla całego lotnictwa.

KILKA UWAG O MOŻLIWOŚCIACH SAMOLOTÓW

F. S. BARNWELL

(Dalszy ciąg) *)

Z oryginału p. t. „Some Notes on Aircraft Possibilities", Journal of the Royal Aeronautical Society, March 1936, przetłomaczył por. inż. M. Kaczanowski.

Idealny zespół napędowy w praktyce jest niewykonalny: śmigło nie może przetworzyć 100% dostarczonej mocy na siłę ciągu, a silnik nie może posiadać 100% sprawności cieplnej. Również obecność silnika względnie silników pociąga za sobą konieczność powiększenia wymiarów i zmiany kształtu kadłuba celem dostosowania go do silnika względnie dodania gondol silnikowych w samolotach z silnikami skrzydłowymi.

Na samolotach szybkich zaopatrzonych jednak w śmigła o ilości obrotów zapewniającej dopuszczalną szybkość końca łopatki (mniejszą, powiedzmy, od 900 stóp na sekundę = 275 m/sek) możliwe jest osiągnięcie sprawności śmigła równej 90%; w tym wypadku siła ciągu będzie równa $T = 495\ b.h.p./v$ funtów, gdzie v jest szybkością w stopach na sekundę.

Na rys. 9 przedstawiony jest samolot, którego kadłub pozwala na praktyczne jego wykorzystanie do celów transportowych. Rys. 9A, wykreślony linią ciągłą przedstawia normalne rozwiązanie samolotu o dwu śmigłach ciągnących, napędzanych przez dwa silniki skrzydłowe. Takie umieszczenie silników, jak było mówione wyżej, pociąga za sobą konieczność dodania gondol silnikowych. Rys. 9B, wykreślony linią przerywaną przedstawia rozwiązanie z dwoma śmigłami pchającymi. W tym wypadku zespoły śmigło-silnikowe, zdaniem autora, wymagają dodania jedynie wydłużonych wałów silników z osłonami i owiewków.

Dla tego samolotu podano ścisłe wymiary (rozpiętość 59' 2" = 18,52 m), określono więc również powierzchnię płata (500 stóp² = 46,45 m²), ciężar całkowity (15000 funtów = 6804 kg) i moc silników (1250 *b.h.p.*) pozostawiając jednak bez zmiany obciążenie płata (30 funtów na stopę² = 146,47 kg/m²) i obciążenie mocy (12 funtów na *b.h.p.* = 5,44 kg/KM). W tych warunkach osiągi samolotu nie zmienią się również o ile w dalszym ciągu założymy sprawność śmigła równą 100% i brak dodatkowych oporów czołowych.

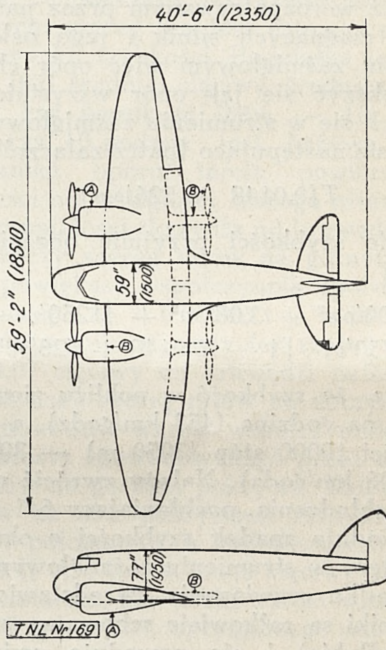
Rozpatrzmy najpierw samolot o normalnie umieszczonych silnikach (z gondolami silnikowymi) jak to przedstawia rys. 9A. Opór indukowany zdaniem autora pozostanie niezmieniony, ponieważ nie ma nań wpływu ani strumień zaśmigłowy ani obecność gondol silnikowych. A więc (patrz załącznik Nr. 7) obecnie

$$D_i = 50\ 6000/\rho\, v^2 \text{ funtów}$$

Opór profilowy jest równy (jak przedtem, patrz załącznik Nr. 6) $0.00568\ A \rho v^2$ funtów plus opór dodatkowy gondol, który przyjmujemy jako równy tylko optymalnemu oporowi tarcia powierzchniowego. Dodatkowe powierzchnie pokrycia obu gondol wynoszą około 160 stóp² (14,86 m²), a więc pochodzący od nich opór wyniesie $160 \cdot 0{,}0015\ \rho\, v^2$ funtów, całkowity zaś opór profilowy samolotu będzie równy

$$D_p = 2{,}84\ \rho\, v^2 + 0{,}24\ \rho\, v^2 = 3{,}08\ \rho\, v^2 \text{ funtów.}$$

Pewne części samolotu znajdują się w strumieniu zaśmigłowym. Są to: gondole, stery i stateczniki oraz wycinki skrzydeł o długości równej średnicy śmigieł. Opór tych części wyniesie $1{,}158\ \rho$ funtów (patrz załącznik Nr. 7). Ale szybkość w strumieniu zaśmigłowym v_s jest większa niż szybkość samolotu v, więc opór części znajdujących się w tym strumieniu wzrośnie o wartość $1{,}158\ \rho\ (v_s^2 - v^2)$ funtów. Wzrost ten pochodzący od strumienia zaśmigłowego może być wyrażony następująco (patrz załącznik Nr. 8)



Rys. 9.

$$d_s = 0{,}0148\ T \text{ funtów}$$

gdzie T jest ciągiem śmigła.

Przy założeniu sprawności śmigła równej 90% i mocy silników 1250 *b.h.p.* ciąg śmigła równa się

$$T = 618\ 750/v \text{ funtów}$$

skąd

$$d_s = 9\ 160/v \text{ funtów}$$

Równanie szybkości dla tego samolotu przyjmie następującą postać

$$50\ 600/\rho v^2 + 3{,}08 \rho\, v^2 + 9\ 160/v = 618\ 750/v$$

*) Początek drukowany w Nr. 12 1936 r. str. 237—243.

skąd otrzymujemy szybkość w pobliżu ziemi 290 mil na godzinę (466,71 km/godz) i szybkość na wysokości 10000 stóp (3050 m) — 318 mil na godzinę (511 km/godz).

Dla zapewnienia chłodzenia silnika powietrze musi wejść pod jego osłony, przepłynąć dokoła silnika i wyjść na zewnątrz osłon. W ten sposób musi przepłynać ściśle określona ilość powietrza w ciagu sekundy, aby chłodzenie silnika było dobre. Przedstawione na rys. 9A dobre współczesne rozwiązanie osłon silnika (gondoli) powoduje opór ze względu na zapewnienie chłodzenia lub opór chłodzenia pochłaniający 6% mocy silników (patrz załącznik Nr. 9).

W rozpatrywanym wypadku moc silników równa się 1250 *b.h.p.*, a wiec na chłodzenie obu silników bedzie zużywane 75 *b.h.p.* Opór chłodzenia wyniesie wiec 75.550/v funtów przy szybkości v stóp na sekundę.

Ponieważ w rozpatrywanym przez nas wypadku śmigieł ciągnących silnik i jego osłony leżą w strumieniu zaśmigłowym więc opór chłodzenia musi powiększyć się jak opór wszystkich części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym. Opór ten wyrazi się następująco (patrz załącznik Nr. 10)

$$T(0{,}0148 + 526/\rho v^3)$$

Równanie szybkości przyjmie obecnie postać następującą

$$50600/\rho v^2 + 3{,}08\ \rho v^2 + 41250/v = (618750/v)\ .\ [1 - (0{,}0148 + 526/\rho v^3)]$$

skąd wynika, że szybkość w pobliżu ziemi równa się 282 mil na godzinę (453 km/godz), a szybkość na wysokości 10000 stóp (3050 m) — 309 mil na godzinę (496 km/godz). Należy zwrócić uwagę na to, iż opór chłodzenia, pochłaniający 6% mocy silników, powoduje spadek szybkości o około 2,8% gdy silnik leży w strumieniu zaśmigłowym.

W wypadku rozwiązania przedstawionego na rys. 9B silniki są całkowicie schowane w skrzydle (lub w kadłubie) i nie powodują zmiany jego kształtu i dodatkowych oporów. Rozwiązanie takie byłoby ideałem, wymaga ono jednak silników skrzydłowych specjalnie płaskich z wydłużonymi prostymi wałami napędowymi lub silników, umieszczanych w kadłubie i posiadających wały napędowe z przekładniami stożkowymi. Jasne, że oba te typy silników muszą być cięższe od silników normalnych i muszą nastreczać dużo większe trudności konstrukcyjne niż silniki normalne. Analiza wartości silników tych typów wykracza poza ramy niniejszej pracy.

Zakładamy początkowo brak oporu chłodzenia; przy tym założeniu różnice pomiędzy rozpatrywanym obecnie samolotem a samolotem przedstawionym na rys. 8 będą następujące:

1. sprawność śmigła 90% zamiast 100%;
2. dodatkowe powierzchnie pokrycia osłon wałów napędowych i owiewków piast śmigieł pchających (około 10 stóp^2);
3. usterzenie poziome i pionowe leżą w strumieniu zaśmigłowym.

Opór indukowany wyrazi się tak jak poprzednio

$$D_i = 50600/\rho v^2 \text{ funtów}$$

opór zaś profilowy również jak poprzednio, plus dodatkowy opór tarcia powierzchniowego 10.0,0015/ρv^2 t. j.

$$D_p = 2{,}84\ \rho v^2 + 0{,}015\ \rho v^2 = 2{,}855\ \rho v^2$$

Ciąg śmigła pozostanie bez zmiany

$$T = 618750/v \text{ funtów.}$$

Opór części znajdujących sie w strumieniu zaśmigłowym, mianowicie, usterzeń poziomego i pionowego będzie równy 1,2.80.2.0,0015 $\rho v^2 = 0{,}288\ \rho v^2$ dla obu śmigieł, a więc (patrz załącznik Nr. 8)

$$d_s = 0{,}00367\ T \text{ funtów}$$

lub

$$d_s = 2270/v \text{ funtów}$$

Równanie szybkości przyjmie obecnie postać

$$50600/\rho v^2 + 2{,}855\ \rho v^2 + 2270/v = 618750/v$$

skad szybkość w pobliżu ziemi wyniesie 298 mil na godzine (479 km/godz), oraz na wysokości 10000 stóp (3050 m) — 327,6 mil na godzinę (523 km/godz.).

Należy zauważyć, że taki idealny samolot o śmigłach pchających (rys. 9B) posiada tylko o około 0,33 mniejszą szybkość, niż samolot przedstawiony na rys. 8, jeśli ten ostatni posiada sprawność śmigła również 90%; moglibyśmy się tego spodziewać ponieważ dodaliśmy tylko opór 10 stóp^2 powierzchni pokrycia i opór dodatkowy wywołany strumieniem zaśmigłowym.

Należy także zaznaczyć, że samolot normalny ze śmigłami ciągnącymi (rys. 9A) posiadałby szybkość o około 2,9% mniejszą, niż samolot idealny, gdybyśmy również odrzucili opór chłodzenia. Różnica ta pochodzi jednak, jak zobaczymy dalej, głównie z różnicy powierzchni pokrycia w obu wypadkach, a nie z położenia śmigieł.

Dodamy obecnie opór chłodzenia pochłaniający 6% mocy silników do oporów idealnego samolotu o śmigłach pchających. Ponieważ silniki tego samolotu nie leżą w strumieniu zaśmigłowym więc opór chłodzenia będzie równy tylko 41250/v funtów, a równanie szybkości przyjmie postać następującą

$$506000/\rho v^2 + 2{,}855\ \rho v^2 + 43520/v = 618750/v$$

a szybkości wyniosą: 291 mil na godzinę (468 km/godz.) w pobliżu ziemi i 319 mil na godzinę (513 km/godz) na wysokości 10000 stóp (3050 m).

Należy zauważyć, że dodanie oporu chłodzenia powoduje spadek szybkości o około 2,5%, gdy silniki leżą poza strumieniem zaśmigłowym. Również należy stwierdzić, że przy uwzględnieniu oporu chłodzenia, szybkość samolotu normalnego o śmigłach ciągnacych jest o około 3.1% mniejsza od samolotu idealnego z śmigłami pchającymi. Porównanie to jednak nie jest zupełnie ścisłe, ponieważ w obu wypadkach przyjęliśmy te same procentowe zużycie mocy na prawidłowe chłodzenie. Należy jednak spodziewać się gorszego chłodzenia w wypadku śmigieł pchających, gdy powietrze opływa silnik z szybkością równą szybkości samolotu, niż w wypadku śmigieł ciągnących, gdy szybkość powietrza jest większa, ponieważ silnik znajduje się w strumieniu zaśmigłowym.

Porównamy obecnie w jednakowych warunkach wpływ położenia śmigieł na szybkość samolotu. Przypuśćmy, że w idealnym samolocie o śmigłach pchających (rys. 9B) śmigła te zostały zastąpione przez śmigła ciągnące i silniki zostały odwrócone tak, iż obecnie śmigła znajdują się przed krawędzią natarcia skrzydeł. Takie założenie da nam samolot idealny o śmigłach ciągnących, dający się dokładnie porównać z samolotem o śmigłach pchających (rys. 9B).

Dla tak pomyślanego samolotu równanie szybkości będzie miało postać następującą:

$$506000/\rho v^2 + 2{,}855\,\rho v^2 + 7350/v = 618750/v$$

gdy niema oporu chłodzenia (patrz załącznik Nr. 13). Z równania tego możemy obliczyć szybkość np. na 10000 stóp (3050 m). Wyniesie ona 326 mil na godzinę (524 km/godz).

Widzimy więc, że porównując w jednakowych warunkach samoloty o śmigłach pchających i ciągnących, stwierdzimy przewagę szybkości samolotu o śmigłach pchających, wynoszącą zaledwie 0,3%.

Dotychczas przyjmowaliśmy, że wszystkie zewnętrzne powierzchnie samolotu posiadają optymalny współczynnik oporu tarcia powierzchniowego równy $0{,}0015\,\rho v^2$ funtów na stopę^2 (0,0073 kg/m^2). W tabl. 1 podane są przybliżone wartości współczynników oporu tarcia powierzchniowego K. Widzimy, że polerowane szkło posiada najmniejszy współczynnik, jednak handlowa blacha alkladowa ma współczynnik zaledwie o 7% większy, zaś drzewo i płótno z najlepszym możliwym lakierowaniem są gorsze pod tym względem tylko o 13%.

Tabl. 1.

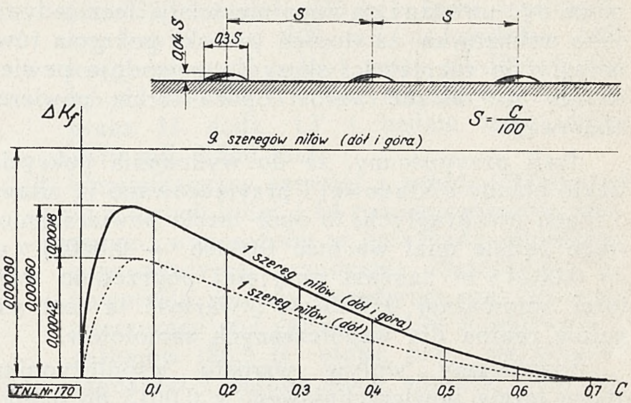
Współczynniki oporu tarcia powierzchniowego K_f

Płyta szklana	0,0015	(0,0030)
Blacha alkladowa	0,0016	(0,0032)
Płótno celonowane i lakierowane	0,0017	(0,0034)
Drzewo polerowane i lakierowane	0,0017	(0,0034)
Płótno sześciokrotnie celonowane	0,0019	(0,0038)
Płótno dwukrotnie celonowane	0,0027	(0,0054)

(W nawiasach podano wartość współczynników odpowiadające współczynnikom przyjętym w polskiej literaturze).

Polerowana blacha metalowa, polerowane drzewo i płótno pozostaną prawdopodobnie nadal jako materiały pokryciowe i okaże się, że przy zastosowaniu każdego z tych materiałów bez specjalnie gładkiego wykończenia powierzchni wystąpią jedynie ledwo dostrzegalne straty.

Materiał pokryciowy musi być w pewien sposób przymocowany do szkieletu samolotu. W wypadku zastosowania drzewa można to łatwo wykonać bez zepsucia gładkości powierzchni pokrycia. Płótno musi być przyszyte; jakąkolwiek metodę szycia zastosujemy, zawsze powstaną dodatkowe opory. Do przymocowywania pokrycia z blach prawdopodobnie już w najbliższej przyszłości będzie zastosowane spawanie punktowe, jednak obecnie jedynym pewnym sposobem przymocowywania blach jest nitowanie. Wchodzące w użycie stosowanie nitów o łbach krytych znacznie utrudnia produkcję i komplikuje czynności warsztatowe. Aż do chwili obecnej najszersze zastosowanie mają nity o łbach półokrągłych (soczewkowych) ze względu na prostotę nitowania i pewność dobrego wykonania nitowania. Kształt takich łbów powoduje tylko niewielki wzrost oporu.

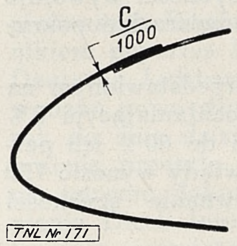


Rys. 10.

Na rys. 10 pokazany jest szereg nitów o łbach półokrągłych; szereg ten jest ustawiony prostopadle do kierunku szybkości. Podziałka tego szeregu równa się 0,01 średniej cięciwy, średnica łbów 30% podziałki, zaś wysokość łbów — 4% podziałki. U dołu rys. 10 podana jest krzywa przyrostu współczynnika oporu tarcia powierzchniowego w zależności od odległości szeregu nitów równoległego do rozpiętości skrzydła od krawędzi natarcia.

Pojedyńczy szereg nitów na górnym pokryciu skrzydła powiększa współczynnik oporu tarcia powierzchniowego K_f o 0,00042 t. j. o 28% optymalnego współczynnika K_f, gdy ten szereg leży w odległości 0,07 cięciwy od krawędzi natarcia skrzydła. Pojedyńczy szereg nitów na dolnym pokryciu skrzydła powoduje wzrost współczynnika K tylko o 40% wzrostu spowodowanego przez analogiczny szereg nitów na górnym pokryciu. Dziewięć szeregów nitów na obu pokryciach skrzydła (górnym i dolnym), położonych w odległościach 0,05; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8 cięciwy skrzydła od krawędzi natarcia, powodują wzrost współczynnika K_f o 0,0008 t. j. o 53% optymalnego współczynnika K_f.

Powyższe dane są oparte na rezultatach doświadczeń w tunelu N.A.C.A. i na doświadczeniach wykonywanych w tunelu Bristol Aeroplane Company. Krzywe podane na rys. 10 są mniej więcej średnie pomiędzy N.A.C.A. i Bristol. Nie są to naturalnie krzywe zupełnie ścisłe, jednak są one dość znacznie zbliżone do rzeczywistości.



Rys. 11.

Przy wykonywaniu pokrycia z blach może być zastosowana metoda łączenia blach „na zakładkę". Na rys. 11 pokazane jest takie połączenie, na którym przeprowadzono doświadczenia w tunelu Bristol Aeroplane Company. Doświadczenia te wykazały, że stopień (uskok) występujący przy tego rodzaju łączeniu powoduje wzrost współczynnika oporu tarcia powierzchniowego o 0,0002 t. j. o 13% optymalnego współczynnika K_f, gdy grubość łączonych blach wynosi 0,001 cięciwy skrzydła. Jest to wynik oderwanego doświadczenia, który nie

może być uważany za zupełnie ścisły, lecz jedynie jako wskazówka, że stopień (uskok) pokrycia równoległy do rozpiętości skrzydła powoduje pewien dający się odczuć wzrost oporu tarcia powierzchniowego.

Jeśli przypuścimy, że do wykonania pokrycia użyto blachy alkladowej i przymocowano ją nitami o łbach półokrągłych, to opór tarcia powierzchniowego będzie miał wartość (0,0016 + 0,0008) $\rho v^2 = 0{,}0024 \rho v^2$ zamiast przyjętej poprzednio wartości optymalnej 0,0015 ρv^2; wartość ta jest zupełnie realna dla współczesnych samolotów.

Rozpatrzmy wpływ wzrostu współczynnika oporu tarcia powierzchniowego z 0,0015 do 0,0024 tylko w jednym wypadku lotu na wysokości 10000 stóp (3050 m) przy obciążeniu płata 30 funtów na stopę² (146,47 kg/m²) i obciążeniu mocy 12 funtów na b.h.p. (5,44 kg/KM) jako wypadek dostatecznie ilustrujący ten wpływ (patrz załącznik Nr. 11).

W wypadku lotu samego skrzydła równanie szybkości przyjmie postać następującą:

$$81{,}82/0{,}001756v - (0{,}0048.0{,}001756)v^3 = 1375$$

skąd otrzymamy szybkość 364 mil na godz. (585 km/godz) i spadek szybkości 15%.

Analogicznie dla skrzydła ustatecznionego

$$101{,}2/0{,}001756\, v + (0{,}00701\,.\,0{,}001756)v^3 = 1375$$

skąd szybkość 318 mil na godzinę (511 km/godz) i spadek 15%.

Analogicznie dla skrzydła ustatecznionego i sterowalnego (rys. 8)

$$101{,}2/0{,}001756v + (0{,}00881.0{,}001756)v^3 = 1375$$

skąd szybkość 294 mil na godzinę (473 km/godz) i spadek 14%.

Dla samolotu przedstawionego na rys. 9A (z kadłubem nadającym się do wykorzystania w celach transportowych i dwoma gondolami silnikowymi), którego opór chłodzenia pochłania 6% mocy silników, równanie szybkości przyjmie postać następującą (patrz dodatek Nr. 12)

$$50600/\rho v^2 + 4{,}79 \rho v^2 + 41250/v = $$
$$= 618750/v \{1 - (0{,}0232 + 526/\rho v^3)\}$$

skąd otrzymamy szybkość 263 mil na godzinę (423 km/godz) i spadek szybkości około 14,7%.

Widzimy jak duży spadek szybkości wywołuje nieznaczne nawet pogorszenie powierzchni pokrycia.

Załóżmy, że na samolocie, przedstawionym na rys. 9A z oporem chłodzenia pochłaniającym 6% mocy silników, zdławiono silniki do 60% ich pełnej mocy. Moc silników będzie wtedy wynosić 750 b.h.p. zamiast 1250 b.h.p. Równanie szybkości zmieni się następująco:

$$50600/\rho v^2 + 3{,}08 \rho v^2 + 24750/v =$$
$$= (371250/v) \cdot \{1 - (0{,}0148 + 315/\rho v^3)\}$$

skąd otrzymamy szybkość na wysokości 10000 stóp (3050 m) 248 mil na godzinę (399 km/godz).

Porównując to z szybkością osiąganą przy pełnej mocy silników, widzimy, że zmniejszenie mocy do 60% powoduje spadek szybkości do około 80% szybkości przy pełnej mocy.

Dla udogodnienia porównania szybkości w różnych rozpatrywanych wypadkach zestawiono tabl. 2 (patrz załączniki) przy założeniu wysokości lotu równej 10000 stóp (3050 m).

Przejdziemy obecnie do rozpatrzenia kwestii ciężarów, ponieważ ciężar konstrukcji i zespołów napędowych (ciężar własny samolotu) jest szczególnie ważny przy rozpatrywaniu użyteczności samolotu. Oczywiście, im większy jest ciężar własny samolotu w stosunku do jego ciężaru całkowitego, tem mniejszy będzie ciężar użyteczny.

Tabl. 3 (patrz załączniki) podaje szereg równań dotyczących ciężaru konstrukcji lotniczych. Szczególnie ciekawe jest pierwsze równanie dotyczące ciężaru skrzydła w funtach na stopę² powierzchni nośnej. Równanie to jest oparte na prawie stwierdzającym, iż stosunek ciężarów skrzydeł geometrycznie podobnych i wykonanych z tych samych materiałów jest równy stosunkowi sześcianów ich wymiarów liniowych (np. rozpiętości) zaś stosunek obciążeń jakie te skrzydła mogą przenieść — stosunkowi kwadratów tych samych wymiarów.

Prawo to jest słuszne w wypadku konstrukcji lotniczych, ponieważ:

1. większe konstrukcje mogą być dokładniej opracowane w szczegółach, niż konstrukcje małe;
2. poszczególne elementy konstrukcji silnie obciążonych mogą być wykonywane ekonomiczniej pod względem kształtu, niż elementy konstrukcji słabo obciążonych;
3. współczynniki obciążenia dopuszczalnego dla cięższych samolotów są mniejsze, niż dla lżejszych.

Pierwszy człon tego równania (1 — A/8000) uwzględnia lepsze wykorzystanie elementów przy zwiększaniu wymiarów konstrukcji; ten człon osiąga swoją największą wartość 0,75 dla powierzchni nośnej równej 2000 stóp² i pozostaje stały dla większych powierzchni. Drugi człon równania $\{1 - (F\omega - 50)/1000\}$ uwzględnia lepsze dobranie kształtu elementów ze wzrostem obciążenia; osiąga on największą wartość gdy iloczyn $F\, \omega = 300$ i pozostaje stały dla większych wartości tego iloczynu. Obecność stałego człona 0,08 funtów na stopę² jest wytłomaczona tem. że skrzydło musi mieć pewien ciężar nawet wtedy, gdyby nie przenosiło żadnych obciążeń.

W tabl. 4 i 5 (patrz załączniki) podane są ciężary elementów konstrukcji samolotu otrzmane na podstawie równań tabl. 3. W obu tych tablicach ciężary są wyrażone w procentach ciężaru całkowitego samolotu. Tabl. 4 wskazuje jak przy stałym ciężarze całkowitym samolotu, maleje ciężar konstrukcji, gdy obciążenie skrzydła wzrasta. Tabl. 5 wskazuje natomiast wpływ zmiany wymiarów samolotu.

Z tabl. 4 wynika, że wzrost obciążenia skrzydła z 20 funtów na stopę² (97,65 kg/m²) na 40 funtów na stopę² (195,3 kg/m² powoduje zmniejszenie ciężaru konstrukcji o około 8,3% ciężaru całkowitego lub 30% ciężaru samej konstrukcji. Tabl. 5 wykazuje wzrost ciężaru konstrukcji z mniej, niż 23% przy ciężarze całkowitym 6000 funtów (2722 kg) do około 49% przy ciężarze całkowitym 210000 funtów (95250 kg).

Na tabl. 6 podane są ciężary zespołów napędowych w funtach na *b.h.p.* (1,99 funtów na *b.h.p.* = 0,9 kg/KM). Przytoczone cyfry odpowiadają współczesnym silnikom. Podano także ciężary paliwa, oleju i zbiorników w funtach na *b.h.p.* i godzinę (0,578 funtów na *b.h.p.* i godzinę = 0,266 kg/KM) godz. plus 22 funty = 10 kg (na silnik) oleju zapasowego wraz z dodatkowym ciężarem zbiorników). Nie są to naturalnie zupełnie ścisłe cyfry.

Na tablicy 7 podane są różne możliwe kombinacje ładunków pewnego hipotetycznego samolotu. Wybrano typ samolotu pokazany na rys. 9A i podany w tabl. 2 jako typ E t. j. wolnonośny jednopłat z dwoma silnikami o śmigłach ciągnących; powierzchnia nośna tego samolotu równa się 500 stóp^2 (46,45 m^2), moc silników — 1250 *b.h.p.*: szybkość tego samolotu na wysokości 10000 stóp (3050 m) wynosi 309 mil na godzinę (496 km/godz) przy pełnej mocy silników i 248 mil na godzinę (399 km/godz) przy 60% mocy (750 *b.h.p.*). Typ ten wybrano z pośród innych rozpatrywanych wyżej jako typ reprezentujący najlepsze obecnie rozwiązanie.

Rozpatrzymy dwa warianty tego samolotu:

1. jednomiejscowy samolot do wielkich przelotów, wyposażony jedynie w przyrządy pilotażowe i instalację elektryczną; reszta ciężaru użytecznego (8150 funtów = 3700 kg) przeznaczona na paliwo (964 gallony = 4360 l.), olej (36 gallonów = 136 l) i zbiorniki (520 funtów = 236 kg); lecąc z największą szybkością 309 mil na godzinę (496 km/godz) przy pełnej mocy silników (1250 *b.h.p.*) samolot ten utrzyma się w powietrzu przez 11 godz. 13' i będzie miał zasięg 3470 mil (5560 km).
2. komunikacyjny samolot z załogą, składającą się z dwuch ludzi, i 14 pasażerami wraz z bagażem, wyposażony w przyrządy pilotażowe i nawigacyjne, urządzenia służące dla zapewnienia wygody pasażerom oraz zbiorniki mieszczące 462 gallony (2100 l) paliwa i 19 gallonów (86,5 l) oleju; przy największej szybkości i pełnej mocy silników (jak wyżej) samolot ten na wysokości 10000 stóp 3050 m) utrzyma się w powietrzu przez 5 godz. 23' i będzie miał zasięg 1660 mil (2660 km); przy zdławieniu silników do 60% pełnej mocy samolot utrzyma się w powietrzu przez 8 godz. 58' i będzie miał zasięg 2220 mil (3570 km); przez zmniejszenie tak wielkiego zasięgu można uzyskać korzystniejszą kombinację ładunku płatnego, zabierając większą ilość pasażerów i mniejszy zapas paliwa i oleju; oczywiście w granicach ładunku 8150 funtów (3700 kg) można zależnie od potrzeby zmieniać ilość pasażerów i zapas paliwa.

Na tym kończy autor artykułu rozpatrywanie danych szczegółowych, sposobów obliczeń i przykładów przechodząc do wyciągania wniosków ogólnych. (D. n.)

ERRATA

W pierwszej części tego artykułu, drukowanej w numerze grudniowym ub. r. należy poprawić następujące omyłki druku:

Str. 239, prawa szpalta, 3 wiersz od dołu: zamiast 1,375 powinno być 1375. Ten sam błąd występuje również na str. 241 (lewa szpalta, 3 wiersz od dołu) i na str. 243 (prawa szpalta, 3 wiersz od góry).

Str. 240, prawa szpalta, 8 wiersz od góry: zamiast „od dołu" powinno być „ku dołowi".

LOTNICZE DIESLE JUNKERSA*)

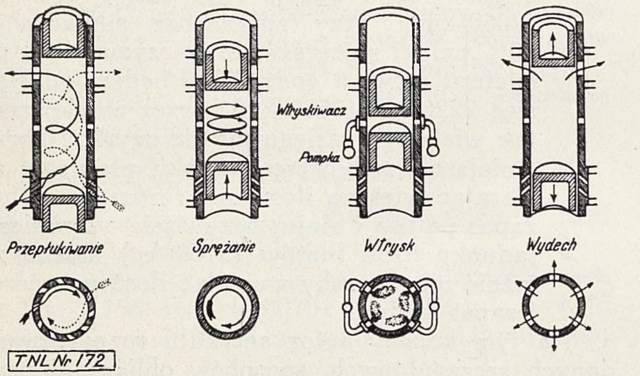
Dr. Ing. GÄSTERSTADT

Z tłumaczenia angielskiego p. t. „Junkers Diesel Engines for Aircraft", Shell Aviation News, November 1936 r., str. 14—19 przetłumaczył inż. Jan Tuszyński.

Jednocześnie z ogłoszeniem przez Junkersa na zebraniu Wissenchaftliche Gesellschaft für Luftfahrt wyników jego prac nad przystosowaniem silnika Diesla do lotnictwa odbyły się w 1929 r. pierwsze loty przy użyciu tego rodzaju silnika. W ten sposób rozpoczął się nowy okres rozwojowy w kierunku, cieszącym się już przed tym zainteresowaniem kół lotniczych. Kierunek ten spotkał się zwłaszcza z dużym uznaniem lotnictwa cywilnego, interesującego się silnikiem ekonomicznym o niskim zużyciu paliwa, zmniejszającym niebezpieczeństwo pożaru, i widzącego dużą przyszłość przed silnikami typu Diesla. Wprowadzenie w 1932 r. do regularnego użytku pierwszego Diesla Junkersa, Jumo 204, było wynikiem poparcia i współpracy, udzielonych przez Deutsche Lufthansa. Pomimo chwilowych niepowodzeń nowe silniki były doskonalone z roku na rok do dnia dzisiejszego, kiedy to silniki Diesla pracują przeszło 2000 godzin miesięcznie. Pomimo ogromu dokonanej pracy pionierskiej, zagadnienie Diesli lotniczych nie jest dotychczas całkowicie rozwiązane. Szereg obiecujących konstrukcji, między innymi amerykański Packard, zostały zaniechane. W ostatnich latach rosła ilość biegłych, nie wierzących w przyszłość Diesli dla lotnictwa. Przekonanie to jest oparte na szybkim rozwoju silnika benzynowego pod względem jednostkowego ciężaru i jednostkowego zużycia paliwa, umożliwionym przez paliwa o wysokiej liczbie oktanowej. Zużycie paliwa przez silniki, dostosowane do paliwa o bardzo wysokiej liczbie

*) Odczyt wygłoszony na dorocznym zebraniu Lilienthal. Gesellschaft für Luftfahrt w Berlinie dn. 13 października 1936 r.

oktanowej, zbliżyło się bardzo znacznie do zużyć silników Diesla. Mimo braku zaufania do silników Diesla, okazywanego przez lotnictwo innych krajów, Niemcy prowadzą w tym kierunku od dłuższego czasu ścisłe i intensywne badania. Pierwsze wysiłki były związane z kierunkiem, dla którego Diesle dają największe korzyści, to znaczy z lotnictwem cywilnym, zwłaszcza z lotami długodystansowymi. Autor wierzy, że Diesel zdobędzie silną pozycję w powietrzu, podobnie, jak to się stało we wszystkich gałęziach współczesnego transportu. Przyszły rozwój Diesla lotniczego nie ogranicza się oczywiście do sześciocylindrowego silnika szeregowego w obecnym rozwiązaniu Junkersa. W przeciwieństwie do tego bierze się pod uwagę nowe układy, które doprowa-



Rys. 1. Kolejność przebiegów zachodzących podczas pracy Diesla Junkersa o tłokach przeciwbieżnych. Kierunek przepływu powietrza i ruchu tłoków oznaczono strzałkami.

dzą do silników lżejszych i sprawniejszych. Dalsze uwagi mają na celu przedstawienie wielkiego postępu, w kierunku wytworzenia lekkiego silnika Diesla, jaki został dokonany w ostatnim pięcioleciu przez firmę Junkersa. W tym okresie czasu zbudowane zostały dwa dalsze silniki o układzie zbliżonym do silnika oryginalnego Jumo 204 o 28 litrach pojemności skokowej. Są to:

1. Dobrze znany obecnie silnik Jumo 205 pojemności 17 litrów.

2. Jumo 206, będący obecnie w stadium rozwojowym, o pojemności cylindrów 25 litrów; silnik ten będzie znacznie mniejszy aniżeli Jumo 204, zwłaszcza pod względem szerokości, i lżejszy przy znacznie większej sprawności. Silnik ten będzie wprowadzony w miejsce Jumo 204.

Przed omówieniem różnic w pracy i sprawności tych silników zostanie podana wspólna dla wszystkich zasada pracy i konstrukcji. Rys. 1 przedstawia zasadę pracy; silnik pracuje na zasadzie dwusuwu, przy czym dwa przeciwległe tłoki sterują dopływ powietrza przepłukującego i wydech spalin, odbywające się przez specjalne szczeliny w ściankach tulei cylindra. Powietrze wchodzące do cylindrów nabywa szybkiego ruchu wirowego dzięki ukośnemu ustawieniu szczelin i otworów wlotowych. Ten ruch wirowy trwa w miarę zbliżania się do siebie tłoków i doprowadza do doskonałego zmieszania powietrza z paliwem po wtryśnięciu tego ostatniego przy końcu sprężania przez cztery symetrycznie rozmieszczone wtryskiwacze. Układ ten, pozbawiony wszelkiego rodzaju zaworów i suwaków, daje wielkie możliwości dla pracy przy wysokich obrotach i jest rzeczą pewną, że obecne ilości obrotów pomiędzy 1500 i 2500 mogą być podniesione do 3000 — 4000.

Silnik Jumo charakteryzuje się następującymi cechami konstrukcji:

a) wysoki, bardzo sztywny, ale i ciężki karter;

b) bardzo lekkie sprężyste stalowe tuleje cylindrowe, w których pracują długie przeciwbieżne tłoki;

c) umieszczona z przodu przekładnia zębata, konieczna ze względu na zastosowanie dwóch wałów wykorbionych;

d) tłumik drgań, będący częścią składową sprężystego napędu śmigła;

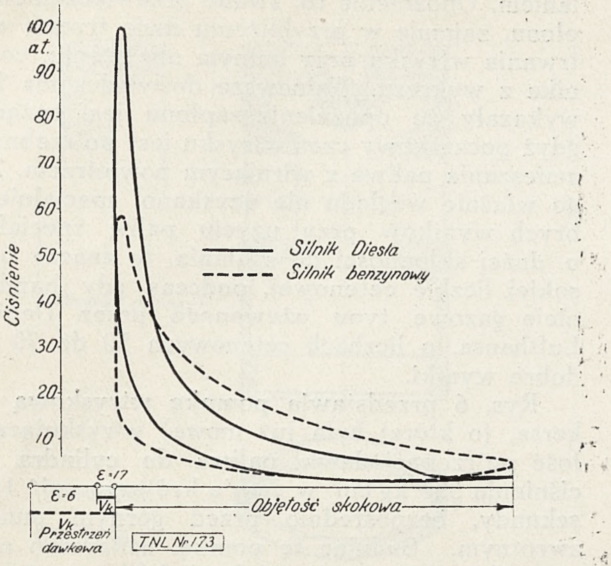
e) sprężarka, dostarczająca powietrza przepłukującego, dająca pewien stopień doładowania;

f) pompki wtryskowe po obu stronach każdego cylindra z przodu przestrzeni dawkowej.

Z chwilą zdecydowania się na silnik sześciocylindrowy szeregowy o tłokach przeciwbieżnych została stworzona bardzo korzystna jednostka, dla której ciężar w stosunku do litra pojemności skokowej został ustalony w stosunkowo wąskich granicach. Porównanie wymienionych typów wskazuje, że mimo znacznych różnic w podstawowych wymiarach i stopniowego rozwoju wszystkich części ciężar w stosunku do litra pojemności skokowej pozostał prawie niezmieniony. Z drugiej strony, ciężar na jednostkę mocy został znacznie obniżony, to znaczy z 0,95 kg/KM w wypadku silnika Jumo 204 do 0,63 kg/KM dla Jumo 206, co oznacza zmniejszenie o około 35%. To obniżenie ciężaru jednostkowego zostało uzyskane przede wszystkim dzięki podwyższeniu mocy uzyskiwanej z litra objętości skokowej. 28 KM na litr dla silnika Jumo 204 zostało podwyższone do 42 KM na litr dla silników Jumo 205 i 206, zaś wyniki, uzyskane niedawno na próbnych silnikach jednocylindrowych wskazują na możliwość dojścia do wartości pomiędzy 45 i 50 KM z litra. Najważniejszą zmianą, której należy przypisać tę poprawę, jest zmniejszenie stosunku skoku do średnicy, co pozwoliło na podwyższenie ilości obrotów bez zmiany szybkości tłoka. Kolejne zmiany w tym kierunku są przedstawione na poniższym zestawieniu:

	stosunek skoku do średnicy
Jumo 204 . . .	3,5 : 1
Jumo 205 . . .	3,0 : 1
Jumo 206 . . .	2,5 : 1

Jednocześnie z powiększeniem ilości obrotów, umożliwionym przez zmniejszanie powyższego stosunku, podwyższano moc z jednostki objętości skokowej przez powiększanie średniego ciśnienia efektywnego. Postęp w obu kierunkach był uwarunkowany starannym ulepszeniem konstrukcji silnika i wyczerpującym opanowaniem procesu spalania. Kilka przykładów wykaże drogi postępowania oraz sposób, w jaki trudności usunięto. Pokrótce będzie omówione zagadnienie wpływu, jaki pociągało za sobą powiększenie ciśnień w przestrzeni dawkowej na ogólne obciążenie silnika. Wykresy indykatorowe na rys. 2 dają pojęcie o bezwzględnym ciśnieniu gazów w dwusuwowym silniku Diesla, przy czym dane te są porównane



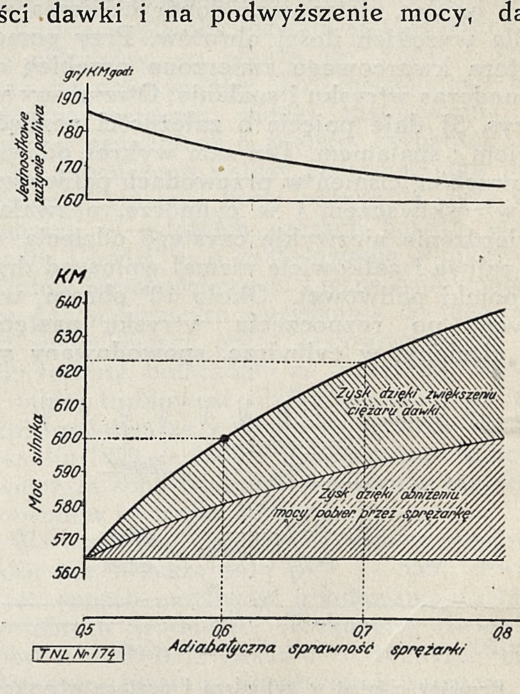
Rys. 2. Wykresy indykatora dla silników Diesla i benzynowego.

	Średnie ciśnienie indykowane	Ciśnienie przepłukujące lub ładowania
Silnik Diesla	10,3 kg/cm²	290 mm Hg
Silnik benzynowy	15,0 ,,	250 ,, ,,

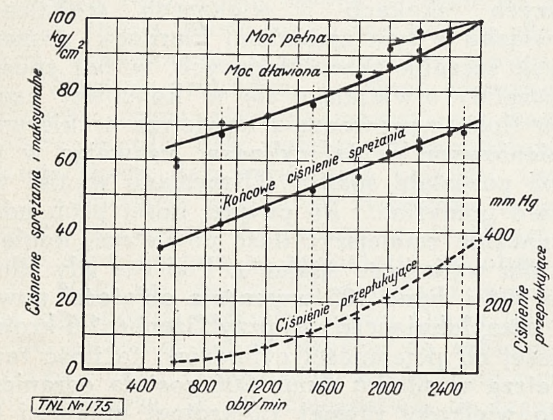
z wynikami uzyskanymi dla nowoczesnego silnika benzynowego o tej samej mocy jednostkowej (w przybliżeniu 40 KM z litra). Rzuca się w oczy całkowicie inny przebieg sprężania w silniku Diesla. Szybszy i około 50% wyżej sięgający wzrost ciśnienia w silniku Diesla wymaga znacznie silniejszej, a co za tym idzie, cięższej konstrukcji w porównaniu do silnika benzynowego. Mimo to powiększenie wymiarów cylindrów pozwoliło na utrzymanie niezmienionego ciśnienia maksymalnego przy jednoczesnym podwyższeniu średniego ciśnienia efektywnego, dzięki czemu uniknięto konieczności dalszego podwyższania ciężaru silnika. Łatwo zdać sobie sprawę z tego, że wysokie ciśnienia połączone z szybszym wzrostem tych ciśnień w cylindrze zwiększają skłonność silnika do drgań. Obecnie drgania te zostały opanowane w całym zakresie używanych obrotów silnika. Najbardziej niebezpieczne drgania zostały usunięte przez zastosowanie bardzo sprężystego wału śmigła, zaś pozostałe drgania wyeliminowano dzięki użyciu tłumików.

Jeśli chodzi o proces przepłukiwania i ładowania, należy zaznaczyć, że najważniejszym warunkiem dla uzyskania dokładnego spalenia w cylindrze jest wprowadzenie doń dawki czystego powietrza o największej możliwie gęstości, to znaczy przy niskiej temperaturze i wysokim ciśnieniu. Przejście na mniejszy stosunek skoku do średnicy podziałało zrazu ujemnie na działanie przepłukujące, nakładając na powietrze przepłukujące znacznie większą ilość pracy. Usunięcie tej trudności nastąpiło po wielkiej ilości prac badawczych, jednak pomogło tutaj zdanie sobie sprawy z tego, że intensywne wirowanie, konieczne dla dokładnego zmieszania paliwa z powietrzem, jest sprzeczne z wymaganiem zupełnego usunięcia spalin z cylindrów. Wynikiem silnego wirowania jest skupienie na obwodzie cylindra powietrza zimniejszego i pozostawienie w bliskości osi rdzenia z gorących gazów wydechowych. Zjawisko to daje się zwłaszcza wyraźnie zauważyć przy krótszych skokach i większych średnicach. W związku z tym zmieniono kierunek poszczególnych szczelin przepłukujących w ten sposób, że szczeliny otwierające się w końcowej części skoku tłoka wprowadzaja powietrze w kierunku promieniowym ku osi cylindra, usuwając w ten sposób pozostałe spaliny. Otrzymano wyniki wyjątkowo pomyślne. Po pewnej ilości prób udało się znacznie zmniejszyć ilość powietrza, koniecznego dla wydajnego spalania. Podczas gdy silniki Jumo 204 i Jumo 205 wymagała objętości powietrza przepłukującego w przybliżeniu 1,6-krotnie większej od pojemności cylindrów, to ilość teboż powietrza w silniku Jumo 206 została ograniczona do wielkości równej 1,3-krotnej objętości cylindrów.

W związku z tym udało się podwyższyć średnie ciśnienie efektywne z 7 do 8 kg/cm² bez podwyższania jednostkowego zużycia paliwa. Doświadczalny silnik jednocylindrowy wykazał niedawno możliwość zwiększenia mocy jednostkowej o 20%. Wartości te odpowiadają dla silnika czterosuwowego średnim ciśnieniom efektywnym, zawartym pomiędzy 16 a 19 kg/cm². Równie skuteczne były prace nad podwyższeniem sprawności sprężarki. W dalszym ciągu nastąpi bliższe omówienie sprężarki w związku z lotami wysokościowymi, tutaj zaś zostanie jedynie zwrócona uwaga na wielki wpływ sprawności sprężarki na moc silnika, wynikający z rys. 3. Zwiększenie sprawności sprężarki podwaja moc silnika; po pierwsze ze względu na zmniejszenie mocy, koniecznej dla napędu sprężarki, powtóre zaś ze względu na obniżenie temperatury powietrza, wchodzącego do silnika. Podwyższenie sprawności sprężarki jest równoznaczne z mniejszym ogrzewaniem powietrza, wprowadzanego do cylindrów, co pozwala na uzyskanie większej gęstości dawki i na podwyższenie mocy, dawanej

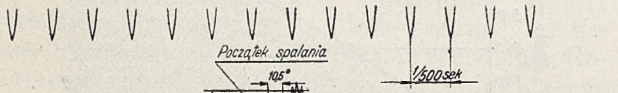


Rys. 3. Zależność mocy i jednostkowego zużycia paliwa dla silnika Jumo 205-C od sprawności sprężarki. Górna krzywa niższego wykresu przedstawia moc maksymalną, uzyskaną dzięki zyskom na mocy, których znaczenie wyjaśniono na rysunku.



Rys. 4. Zależność ciśnień występujących podczas pracy silnika od ilości obrotów. Górne krzywe przedstawiają przebieg ciśnień maksymalnych dla pełnego obciążenia (moc pełna) i dla obciążenia śmigłem (moc dławiona).

przez tę samą ilość paliwa. Ciśnienie powietrza wprowadzanego do cylindrów, jak również jego temperatura wpływają decydująco na ciężar dawki, a zatem na moc, uzyskiwaną z silnika. Doświadczenia wykazują, że staranny dobór punktów charakterystycznych rozrządu pozwala, nawet w wypadku silników szybkobieżnych, na doprowadzenie ciśnienia w cylindrze do wielkości, równej niemal ciśnieniu powietrza przepłukującego. Rys. 4 pokazuje zależność między ciśnieniem przy końcu sprężania, a ciśnieniem przepłukującym dla różnych ilości obrotów. Pomiar ciśnienia przy końcu sprężania zostaje umożliwiony przez chwilowe odcięcie wtrysku paliwa do jednego z cylindrów. Jak widać z krzywej maksymalnego ciśnienia spalania dla pełnej dawki paliwa, wzrostowi obciążenia towarzyszy przy wysokich ilościach obrotów bardzo niewielkie podwyższenie ciśnienia przy końcu sprężania; stanowi to okoliczność, bardzo ułatwiającą dobór ciśnienia spalania dla wysokich ilości obrotów. Przy pomocy indykatora kwarcowego zmierzono przebieg ciśnienia podczas wtrysku i spalania. Otrzymany wykres (rys. 5) daje pojęcie o zależności pomiędzy wtryskiem i spalaniem. Ten sam wykres odzwierciadla przebieg ciśnień w przewodach paliwowych przed wtryskiwaczem i w cylindrze, pozwalając na stwierdzenie niezwykle czystego odcięcia dopływu paliwa i całkowicie niemal wolną od drgań pracę pomki paliwowej. Około 10° obrotu wału korbowego po rozpoczęciu wtrysku następuje wzrost ciśnienia w cylindrze, spowodowany spa-

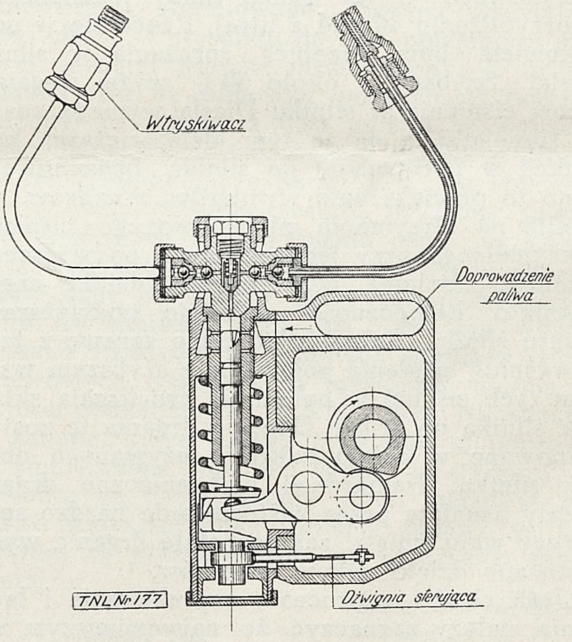


Rys. 5. Przebieg ciśnień w cylindrze i pompce wtryskowej. Krzywe zdjęto indykatorem przy następujących warunkach pracy silnika: moc 655 KM przy 2400 obr/min, średnie ciśnienie efektywne 7,31 kg/cm².

Uwaga: Maksymalne ciśnienie wtrysku wynosi 585 at nie zaś 58.5 at jak podano omyłkowo.

laniem. Opóźnienie to, zwane przewleczeniem zapłonu, zajmuje w przybliżeniu dwie trzecie czasu trwania wtrysku przy pełnym obciążeniu, co wynika z wykresu. Najnowsze doświadczenia firmy wykazały, że opóźnienie zapłonu jest pożądane, gdyż początkowy czas wtrysku jest potrzebny dla zmieszania paliwa z wirującym powietrzem. Z tego właśnie względu nie uzyskano specjalnie dobrych wyników przy użyciu paliw specjalnych o dużej skłonności do spalania, to znaczy o wysokiej liczbie cetenowej, podczas gdy handlowe oleje gazowe typu używanego przez Deutsche Lufthansa, o liczbach cetenowych 50 do 70 dają dobre wyniki.

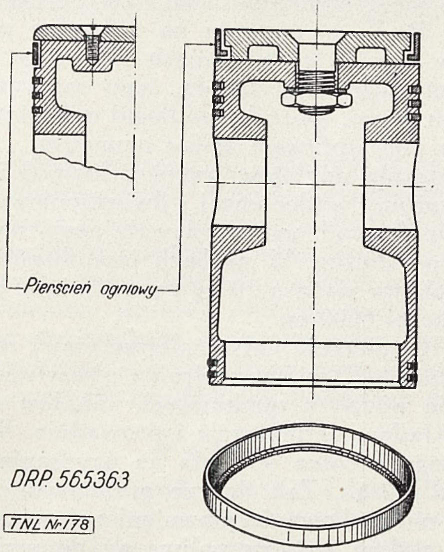
Rys. 6 przedstawia pomokę wtryskową Junkersa, (o której była już mowa) wtryskującą całość potrzebnej dawki paliwa do cylindra przy ciśnieniu 550 kg/cm² w czasie krótszym, niż 1/1000 sekundy, bezpośrednio przed górnym punktem zwrotnym. Budując tę pomkę, usiłowano nadać wszystkim jej częściom jaknajwiększą wytrzymałość, konieczną ze względu na wysokie ciśnienia wtrysku, zmniejszając jednocześnie jej wymiary, napęd i urządzenia pomocnicze, a to ze względu na położenie pompki bezpośrednio przed przestrzenią dawkową. Obecnie pompki nie wymaga-



Rys. 6. Pompka wtryskowa, stosowana na silniku Junkersa.

ją podczas pracy silnika jakiegokolwiek dozoru, zaś nie rzadko czas pracy silnika między remontami trwa 600 do 800 godzin; wynik ten należy przypisać nie tylko konstrukcji pomki, ale i stale rosnącej dokładności jej wykonania. Pompka ta dała zadawalające wyniki przy ilościach obrotów, przekraczających o 50% obecnie stosowane obroty nominalne.

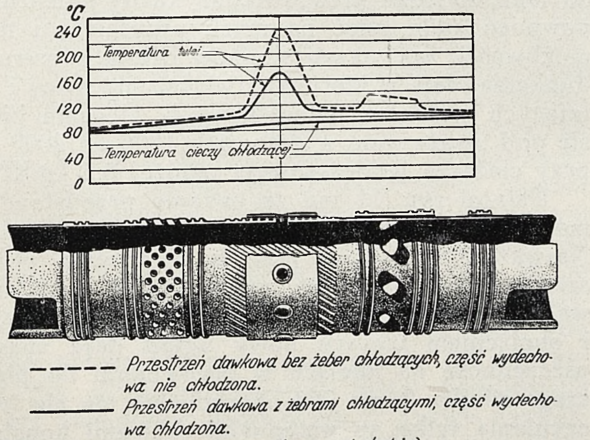
W dalszym ciągu będzie mowa o kontrolowaniu zmian temperatur przestrzeni dawkowej, zwłaszcza zaś tłoków. Zagadnienie odprowadzania ciepła zostało rozwiązane dopiero po obmyśleniu sposobu, całkowicie zapobiegającego uchodzeniu gazów z przestrzeni dawkowej przez nieszczelności tłoków pomimo wysokich ciśnień



Rys. 7. Przekrój tłoka Junkersa, przedstawiający konstrukcję odejmowanego dna i pierścienia uszczelniającego (ogniowego — Feuerring).

spalania w dwusuwowym silniku Diesla. Zwykłe pierścienie tłokowe okazały się całkowicie bezużyteczne, zaś po wielu nieudanych próbach znaleziono rozwiązanie, polegające na zastosowaniu cienkościennego zamkniętego na obwodzie pierścienia, założonego z luzem pomiędzy korpusem tłoka a odejmowanym dnem, wystawionym na działanie wysokich temperatur. Pod ciśnieniem gazów pierścień zostaje przyciśnięty ciasno do korpusu tłoka i do ścianek cylindra, tworząc dzięki temu bardzo skuteczne uszczelnienie (rys. 7).

Możnaby zadać pytanie, w jaki sposób pierścień, tak ciasno pasowany w cylindrze, prawidłowo współdziała z pracującym przy wysokich temperaturach tłokiem bez zatarcia. Odpowiedź na to musi być ograniczona do stwierdzenia, że bardzo mała grubość promieniowa pierścienia jest czynnikiem, który decyduje o zachowaniu przez pierścień pewnych określonych wymiarów, i że znane są obecnie fizyczne i metalurgiczne własności materiału pierścienia. Na skuteczność działania pierścienia wpływają ujemnie duże lub nieregularne zmiany średnicy cylindra, zachodzące podczas pracy silnika. Rzeczywiste temperatury

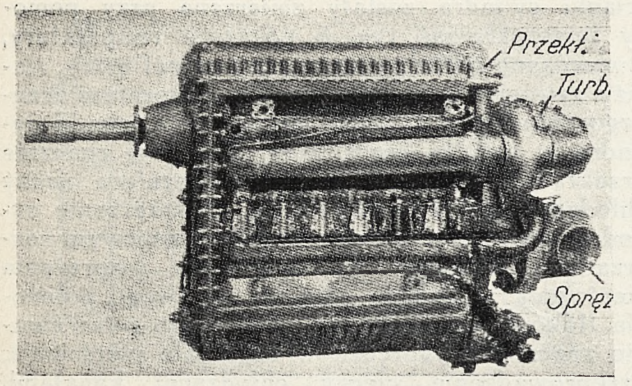


Rys. 8. Rozkład temperatur wzdłuż cylindra dla różnych warunków chłodzenia.

ścianki cylindra zostały zmierzone przy pomocy termopar, zaś rys. 8 pokazuje temperatury, stwierdzone podczas pracy przy pełnej mocy. Należy zwrócić uwagę, że pomimo pozornie starannego chłodzenia cylindra temperatura ścianki cylindra w pobliżu przestrzeni dawkowej znacznie przekracza 200°, podczas gdy temperatura cieczy chłodzącej jest znacznie niższa. Rozszerzenie cylindra, spowodowane tym silnym miejscowym rozgrzaniem zmuszało do znacznego rozprężenia pierścienia w pobliżu górnego martwego położenia tłoków, konsekwencją czego było powstawanie znacznych naprężeń w materiale pierścienia. Przeprowadzenie cieczy chłodzącej kanałami, przebiegającymi w bezpośredniej bliskości ścianek cylindra, umożliwiło obniżenie niebezpiecznych temperatur w okolicy przestrzeni dawkowej o około 100°. Obniżenie sztywności cylindra, spowodowane wykonaniem w nim kanałów, zostało skompensowane przez założenie nań wzmacniającej tulei, okalającej cylinder w sąsiedztwie przestrzeni dawkowej. Opisane ulepszenia w konstrukcji tłoka i przestrzeni dawkowej cylindra pozwoliły nie tylko na podwyższenie mocy, ale i na dalsze udoskonalenie, polegające na zastosowaniu etylglikolu jako cieczy chłodzącej. Dla zobrazowania postępów, dokonanych dzięki tym udoskonaleniom, należy przytoczyć, że moc silnika Jumo 205 wzrosła z 600 na 700 KM. Po wstępnych doświadczeniach, połączonych z opanowywaniem zwykłych dziecinnych chorób, udało się obecnie przeprowadzić próby z silnikiem Jumo 205 chłodzonym etylglikolem, dopuszczając to rozwiązanie do użytku w locie przy mocy 600 KM; pierwsze silniki o tego rodzaju chłodzeniu są obecnie przygotowywane do prób w locie. Najwyższa dopuszczalna temperatura cieczy chłodzącej wynosi 130°, zaś zużycie paliwa nie różni się od otrzymywanego na silniku chłodzonym wodą. Przyjęcie glikolu pozwala na stosowanie mniejszej chłodnicy, co obniża jej ciężar i stawiany przez nią opór w locie. To udoskonalenie aerodynamiczne zwiększa widoki zastosowania silnika Diesla w samolotach o wielkiej szybkości.

Na zakończenie należy poświęcić słów parę zagadnieniu, któremu firma poświęciła duże wysiłki, osiągając w ostatnich czasach bardzo pomyślne wyniki. Chodzi tu o zastosowanie silników Diesla do lotów wysokościowych. Liczne usiłowania zwracano już w kierunku wyzyskania do tego celu gazów wydechowych przez zastosowanie ich do napędu turbiny, połączonej ze sprężarką. Zastosowanie takiej turbiny na silniku benzynowym zagraża bezpieczeństwu ze względu na wysokie temperatury spalin (800 — 1000°). Temperatury te pociągają również za sobą trudności w doborze materiału do przewodów i wirnika turbiny.

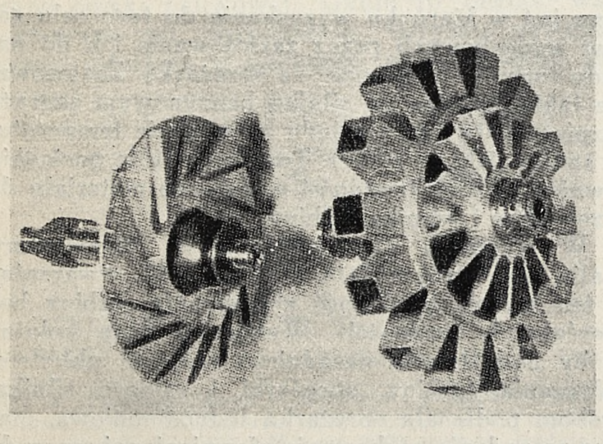
W wypadku dwusuwów Diesla temperatury spalin nie przekraczają 500 — 550°, stwarzając w ten sposób możliwość zbudowania turbiny bez specjalnych trudności. Wykonano dwie kolejne próby nad dwoma zasadniczo różnymi układami połączenia turbiny, sprężarki i samego silnika. Próbom podlegała sprężarka jednostopniowa, mająca za zadanie zachowanie niezmienionej mocy do wysokości 4000 do 5000 m. Przy ziemi sprężarka była stosowana jako przepłukująca, otrzymując



Rys. 9. Silnik wysokościowy z jednostopniową sprężarką, napędzaną gazami wydechowymi. Zwrócić uwagę na przekładnię (Przekł.), poruszającą sprężarkę na małych wysokościach przed włączeniem napędu turbinowego, na turbinę (Turb.), napędzaną spalinami i na sprężarkę (Spręż.).

napęd jedynie od silnika. Pomiędzy silnikiem i sprężarką znajduje się napęd różnicowy, urządzony w ten sposób, że sprężarka może być napędzana przez turbinę na gazy wydechowe z chwilą osiągnięcia pewnej wysokości. Jak widać, zadaniem turbiny jest w tym wypadku dostarczenie potrzebnej mocy dodatkowej dla lotów wysokościowych, zużywanej na zwiększenie ilości obrotów sprężarki. Dalszym krokiem było zaprojektowanie sprężarki dwustopniowej. W tym wypadku turbina wydechowa i pierwszy stopień sprężarki stanowią układ. niezależny od silnika.

Silnik Jumo 205, zaopatrzony w jednostopniową sprężarkę, napędzaną gazami wydechowymi, odbył pierwsze loty próbne podczas ostatniego lata, wliczając w to szereg lotów próbnych do wysokości 6000 m. Rys. 9 przedstawia omawiany silnik z turbiną napedzaną gazami wydechowymi, ze sprężarką wysokociśnieniową i z różnicową przekładnią o zębach czołowych. Osiągi tego silnika w locie wypadły zadawalająco, aczkolwiek pierwszy doświadczalny silnik nie zapewniał stałości mocy do wysokości, która usprawiedliwiałaby dodatkowy ciężar instalacji. Podczas tych lotów zdobyto szereg wartościowych danych przy użyciu nowego przyrzadu do pomiaru momentu obrotowego silnika konstrukcji D. V. L. Analizowanie warunków lotów wysokościowych było dawniej bardzo trudne ze względu na niemożliwość dokładnego



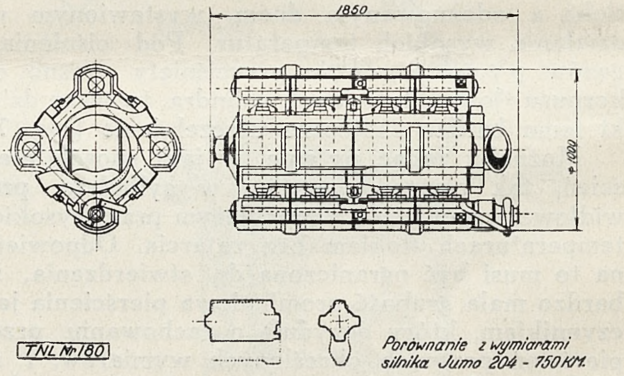
Rys. 10. Wirniki sprężarek: przepłukującej (z lewej) i wysokociśnieniowej (z prawej).

ustalenia mocy silnika w locie. Nowy przyrząd pomiarowy D. V. L. pozwala na dokładne przeprowadzenie tego rodzaju pomiaru. Wymaga on bardzo sprężystego wału śmigła, typu zastosowanego na silniku Jumo, który by podlegał odkształceniom kątowym pod wpływem zmian momentu.

Niezależnie od lotów wysokościowych udoskonalanie turbiny wydechowej i dwustopniowej sprężarki było prowadzone z zadawalającym wynikiem również na stoisku. W próbach jest obecnie turbina wydechowa ważąca 30 kg i rozwijająca 160 KM na wysokości 6000 m.

Rys. 10 pokazuje najważniejsze etapy rozwojowe sprężarki. W miejsce wirnika otwartego wprowadza sie wirnik z zamkniętych kanałów z wirującym układem deflektorów i prowadnic. Wytrzymałość tego wirnika pozwala na uzyskanie stopni sprężania 2,2:1. Tak dobrze opracowany wirnik pozwala na zachowanie niezmienionej mocy silnika przy stałym zużyciu paliwa aż do wysokości, na której panuie odpowiednie ciśnienie. Na wysokościacch pomiędzy 4000 i 6000 m uzyskano zużycia paliwa 160 gr/KM godz.

Na zakończenie autor wspomniał o ostatnich przelotach, które potwierdziły wartość silników Diesla dla lotnictwa: lot samolotu Ju.86 do Bathurst i z powrotem oraz dwukierunkowe przeloty nad północnym Atlantykiem, dokonane przez samoloty Dornier DO-18, zaopatrzone w silniki Ju-



Rys. 11. Silnik Diesla z czterema wałamiwykorbionymi o mocy 2000 KM i porównanie jego wymiarów z wymiarami silnika Jumo 204 o mocy 750 KM.

mo 205. Takie wyniki są bardziej przekonywujące od jakichkolwiek przepowiedni; każdy konstruktor powinien stale mieć na myśli przyszłość i nowe możliwości, zaś rozwój silników Diesla konstrukcji Junkersa idzie w kierunku zwiększenia mocy i malejących ciężarów jednostkowych. Obecnie bierze się pod uwagę moc w granicach 1500 do 2000 KM przy ciężarze jednostkowym poniżej 0,5 kg/KM.

Ostatni rys. 11 ma za zadanie przedstawienie możliwości, leżących przed nowymi pomysłami. Najważniejszą cechą jest tu zarzucenie układu sześciocylindrowego na rzecz silnika o czterech wałach korbowych. Poza poprawieniem osiągów i obniżeniem ciężaru nowy układ daje znaczną oszczędność na miejscu w porównaniu do pierwszego silnika Jumo 204. Aczkolwiek ma się tu do czynienia tylko ze wstępnymi szkicami konstrukcyjnymi, to stanowią one podstawę do projektowania wysokowyczynowych Diesli przyszłości.

ROZWÓJ LOTNICTWA W NAJBLIŻSZYM PIĘCIOLĘCIU

Z oryginału p. t. „The Next Five Years in Aviation", Journal of the Aeronautical Sciences, December 1936, str. 74 — 78, przetłumaczył inż. J. Tuszyński.

Z okazji nadania Dr. George W. Lewis'owi medalu, ufundowanego przez Daniela Guggenheima, został wydany dnia 4 grudnia ub. r. przez Institute of Aeronautical Sciences bankiet na jego cześć, zaś tego samego dnia popołudniu odbyło się posiedzenie techniczne, podczas którego została przeprowadzona dyskusja na temat przewidywanego rozwoju lotnictwa w najbliższym pięcioleciu.

Streszczenie tej dyskusji podajemy poniżej.

Paliwa

Główny prelegent, Graham Edgar (Ethyl Gasoline Corporation), przypomniał wypowiedziane przed dwoma laty „proroctwo", w którym przewidywał mającą wkrótce rozpocząć się produkcję paliw o odporności na detonację znacznie przekraczającej odporność paliw, używanych w owym czasie. Paliwa te byłyby uzyskane przez domieszanie pewnych produktów syntetycznych, wytworzonych z gazów rafineryjnych. Rzeczywistość potwierdziła, w części przynajmniej, tę przepowiednię, gdyż w przeciągu bieżącego roku zużyto kilkadziesiąt milionów litrów paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 100; jest ono produkowane obecnie przynajmniej przez trzy rafinerie.

Rozważając kierunki rozwojowe na przeciąg najbliższych pięciu lat, prelegent nie widzi powodu, dla którego omawiane dążenie miałoby być zaniechane, w związku z czym precyzuje następujące przewidywania:

1) przed upływem najbliższych pięciu lat paliwa o liczbie oktanowej 100 znajdą rozpowszechnienie, dorównywując pod tym względem stosowanemu dziś paliwu o liczbie oktanowej 87; ponadto wprowadzone zostaną paliwa o liczbie oktanowej przekraczającej 100 do celów, dla których będzie to usprawiedliwione przez specjalne warunki.

2) Omawiane paliwa będą złożone z benzyny, związków przeciwstukowych i produktów syntetycznych, otrzymanych z gazów rafineryjnych.

3) Możliwości, jakie dadzą nowe paliwa, będą wyzyskane w dwóch różnych kierunkach lub też w kierunkach pośrednich, stanowiących kompromis między nimi: a) Dla celów wojskowych i wyścigowych, a być może, także dla krótkodystansowych przelotów handlowych zastosowanie znajdą silniki o daleko posuniętym doładowaniu i stosunkowo nieznacznie powiększonym stopniu sprężania. Silniki te będą rozwijały dzięki nowym paliwom moce, których wielkość w stosunku do jednostki objętości skokowej przekroczy o 25 do 50% moce, osiągane obecnie przy użyciu współczesnych paliw handlowych. b) W wypadkach, gdy zużycie paliwa odgrywa znaczną rolę, jak naprzykład dla długodystansowych lotów handlowych lub też samolotów bombowych o dużym zasięgu, użyte będą silniki o znacznie powiększonym stopniu sprężania i niezmienionym doładowaniu. W tych warunkach powstanie możność obniżenia jednostkowego zużycia paliwa do 157 — 166 gr/KMgodz, zaś w wypadkach specjalnych jeszcze mniej. c) W rachubę będą wchodziły również różne połączenia doładowania i stopnia sprężania zależnie od specyficznych potrzeb.

4) W obliczu współzawodnictwa, stworzonego przez opisaną ewolucję, silniki Diesla posuną się bardzo nieznacznie w swoim rozwoju a być może, pozostaną na miejscu; wyjątek mogą stanowić może silniki, które znajdą się w niedostatecznie zbadanym zakresie mocy powyżej 2000 KM. Przepowiednia ta może się nie sprawdzić w razie dokonania ulepszeń paliw do silników Diesla, które byłyby równoważne udoskonaleniom, poczynionym w dziedzinie paliw do silników gaźnikowych.

Dyskusja.

W odpowiedzi na dwa zapytania zaznaczono, że powstanie być może konieczność zabezpieczenia się przed wrzeniem paliw na dużych wysokościach przez wprowadzenie zbiorników, zdolnych do wytrzymania pewnego nadciśnienia od wewnątrz, i że jest całkiem możliwe, iż dla zapobieżenia parowaniu paliwa w przewodach paliwowych zajdzie potrzeba stosowania bezpośredniego wtrysku paliwa.

Zaznaczono również, że okaże się konieczne opracowanie skali, w której byłaby podawana miara odporności na detonację paliw o liczbie oktanowej przekraczającej 100, że jednak trudno obecnie przewidzieć zasady, na której skala ta będzie oparta.

Silniki Diesla

Prelegent, Ronald Chilton, (Wright Aeronautical Corporation), zamierzał podać podróżne zużycia paliwa, aktualne obecnie dla silników benzynowych i Diesla, na 180 i 160 gr/KMgodz, wyrażając jednocześnie przypuszczenie, że przy utrzymaniu obecnego tempa rozwojowego silnik benzynowy dorówna Dieslowi w najbliższych latach. Mimo to poprzedni mówcy okazali się tak dalece bardziej optymistyczni w stosunku do silnika benzynowego, że wyeliminowali 11% przewagę, którą prelegent zamierzał oddać narazie silnikowi Diesla. W razie prowadzenia dyskusji na temat części wydatków, reprezentowanej przez paliwo, wynik jej zależy od stosunku kosztów między paliwem o wysokiej odporności na detonację a olejem do Diesla; tu również wydaję się, że obecna różnica znacznie spadnie.

W danej chwili, i na przeciąg najbliższych paru lat, stosowanie Diesli jest konsekwencją dążenia w kierunku obniżenia ciężaru, nie zaś kosztów paliwa. Najbliższym celem jest osiągnięcie podróżnego zasięgu 3850 km z odpowiednim ciężarem użytecznym i przy zachowaniu rezerwy na wypadek napotkania wiatrów czołowych. Ostatni sprzęt lotniczy zbliża się do tego celu z zużyciem 180 gr/KMgodz.

Należy zwrócić uwagę na to, że ostatnie daleko idące obniżki zużycia podróżnego zostały umożliwione w drugim rzędzie przez postępy w dziedzinie silników, w pierwszym rzędzie zaś przez udoskonalenie techniki użytkowania sprzętu, wyrażające się przede wszystkim we wprowadzeniu analizatorów spalin, samoczynnych poprawek wysokościowych i udoskonalonych metod prowadzenia lotu. Zaletą silników Diesla jest ich znacznie mniejsza wrażliwość na warunki pracy, pozwalająca na utrzymywanie bez trudności niskiego zużycia paliwa.

W bieżącej pracy silników w Stanach uzyskuje się średnie miesięczne jednostkowe zużycia paliwa, wynoszące około 200 gr/KMgodz, przy uwzględnieniu paliwa rozlanego, okresu grzania silnika jak również startu i wznoszenia na pełnym gazie. Dla przelotów długodystansowych, podczas których zużycie paliwa jest specjalnie kontrolowane, osiąga się wielkości 180 gr/KMgodz.

Przewidywania na przyszłość muszą być oparte na kierunku rozwojowym, przyjętym w ostatnich czasach. W ostatnich pięciu latach osiągi samolotów wzrosły z ogromną szybkością. Dwusilnikowy samolot komunikacyjny bieżącego typu jest w przybliżeniu dwukrotnie szybszy od swoich poprzedników z przed pięciu lat. Moc silników uległa powiększeniu w ostatnich czasach, jednak stosuje się tylko ułamek ośmiokrotnego obciążenia mocy, które byłoby potrzebne dla dwukrotnego podwyższenia szybkości tylko na drodze zwiększenia mocy.

Nawet w razie nieuwzględnienia zużyć paliwa, przepowiadanych przez poprzedniego prelegenta i zapewnienia silnikowi Diesla 11-procentowej przewagi, którą mówca skłonny był przyznać, należy sobie zdać sprawę, że różnica ta jest minimalna w stosunku do poprawy osiągów, uzyskanej dzięki postępom w dziedzinie aerodynamiki w przeciągu ostatnich pięciu lat. Tak więc podwyższenie obciążenia podczas startu, umożliwione dzięki śmigłom o zmiennym skoku, pozwalającym na pełną moc silnika podczas startu, dałoby po przeliczeniu na zużycie paliwa znacznie więcej, aniżeli 11%. Dalsze powiększenie szybkości podróżnej, uzyskane przy obecnych spółczynnikach mocy, będzie stanowiło mały postęp wobec tego, co zostało uzyskane dzięki chowanym podwoziom lub też dzięki podwyższeniu jednostkowych obciążeń skrzydeł, umożliwionemu przez wprowadzenie klap do lądowania.

Wprowadzenie skrzydła o zmiennej krzywiźnie lub innego typu, któryby dał podobne zalety dla startu, jak klapy dają dla lądowania, będzie stanowiło równowartość oszczędności na paliwie, przekraczającej tą, którąby umożliwił silnik Diesla, nawet przy oparciu się o dane, najbardziej pesymistyczne dla silnika benzynowego.

Rozpatrując tę część postępu, dokonanego w ostatnich pięciu latach, którą należy przypisać silnikom, można wyrazić zasadnicze czynniki postępu w tej dziedzinie jako znaczne powiększenie mocy startowych, postępy w okapotowaniu i umieszczeniu gondoli silnikowych i daleko idące obniżenie podróżnych zużyć paliwa; z nich postępy w okapotowaniu i umieszczeniu gondoli należą raczej do aerodynamiki, aniżeli do silników. Mimo to rozpowszechniło się, specjalnie w Europie, przekonanie, że osiągi jednopłatów o konstrukcji skorupowej i umiarkowanej grubości skrzydła, typu wprowadzonego w Stanach, powinny być przede wszystkim przypisane silnikom. Rzeczywiste postępy zostały dokonane pod względem niezawodności pracy, mocy startowej i pracy silników pojedyńczo (przy drugim zatrzymanym), jednak zastosowanie tych ulepszonych silników do samolotów z przed pięciu lat dałoby paroprocentowy zaledwie zysk na szybkości.

Dalszy wzrost obciążeń jednostkowych skrzydeł w miarę, jak postępy w budowie skrzydeł pozwolą na zwiększenie stosunku szybkości maksymalnej do minimalnej, nie ulega wątpliwości, zaś posuwanie się w tym kierunku pociągnie za sobą podwyższenie obciążeń, dopuszczalnych ze względu na start, i powiększenie szybkości podróżnych, co zwiększy ostateczny zasięg znacznie wydatniej, aniżeli to uczynią udoskonalenia w budowie współczesnych silników lub też zbudowanie Diesli o wielkościach, koniecznych dla przelotów transoceanicznych. (D. n.)

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Poniżej podajemy piątą listę ofiarodawców na zainicjowane przez Z. P. I. L., stypendium im. St. Nowkuńskiego.

Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych	zł. 200,—
Podlaska Wytwórnia Samolotów	zł. 200,—
P. Z. L. Wytwórnia Silników	zł. 1000,—
Pracownicy P. Z. L. Wytwórnia Silników (lista 201 ofiarodawców zostanie podana w rozsyłanych do członków komunikatach)	zł. 830,50
Do przeniesienia	zł. 2230,50
Z przeniesienia	zł. 2230,50
Inż. F. Janik	zł. 10,—
Inż. J. Dziewoński	zł. 10,—
Razem	zł. 2250 50
Z listy IV-ej (Nr. 12 T. N. L.)	zł. 1634,60
Ogółem	zł. 3885,10

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w P. K. O. Nr. 25545.

WYNIK KONKURSU POD HASŁEM „WŁASNE SIŁY NARODU"

Sąd Konkursowy konkursu, ogłoszonego ku uczczeniu Imienia Marszałka Polski Józefa Piłsudskiego, w składzie:

Członkowie Honorowi Z. P. I. L.: Prof. Maksymilian Huber, Gen. Ludomił Rayski, Prof. Czesław Witoszyński;
Prezes Z. P. I. L.: Inż. Aleksander Seńkowski;
Przedstawiciel Komisji Wydawniczej Z. P. I. L. jako sekretarz: Inż. Leonard Łabuć
ogłosił dn. 15 stycznia b. r. następujący wynik konkursu:

1) Pierwsza nagroda, za pracę p. t. „Metoda odwzorowania podobnego w Aerodynamice w świetle doświadczenia" — zostaje przyznana inż. Mikołajowi Awałowowi (Z. P. I. L.);

2) Druga nagroda, za pracę p. t. „Rozważania nad pracą łożysk silników lotniczych" — zostaje przyznana p. Mieczysławowi Tomkowiczowi;

3) Praca oznaczona godłem „Przestrzeń" zostaje przesłana do sekretariatu Z. P. I. L. (bez ujawnienia jej autora), jako praca nienagrodzona.

WALNE ZGROMADZENIE

Zgodnie z § 19 Statutu Z. P. I. L., Zarząd zwołuje doroczne Zwyczajne Walne Zgromadzenie, które odbędzie się dnia 14 lutego 1937 r. (niedziela) o godz. 10-ej rano w audytorium Instytutu Aerodynamicznego, ul. 6-go Sierpnia 50, II piętro, z następującym porządkiem obrad:

1) Zagajenie.
2) Wybór Prezydium.
3) Odczytanie protokółu z poprzedniego Walnego Zgromadzenia.
4) Sprawozdania ustępujących Władz:
   a) Zarządu,
   b) Komisji Rewizyjnej.
5) Dyskusja nad sprawozdaniami Władz.
6) Wnioski ustępującego Zarządu.
7) Sprawa ponownej zmiany Statutu.
8) Wybór Władz.
9) Wolne wnioski (zgłoszone na 7-dni przed Walnym Zgromadzeniem).

WIECZERZA KOLEŻEŃSKA

Druga z kolei wieczerza koleżeńska, zorganizowana przez obecny Zarząd, odbyła się w dniu 16 stycznia w lokalu Aeroklubu Rzeczypospolitej. Licznie zebranych na wieczerzy ZPIL-owców zaszczycili swą obecnością członkowie honorowi Związku, pp. gen. Rayski, prof. Huber i prof. Witoszyński. Równie przychylne ustosunkowanie do zaproszenia Zarządu okazali przedstawiciele władz, dzięki czemu wezwanie Zarządu do zbliżenia się na gruncie towarzyskim było urzeczywistniane w bardzo sprzyjających warunkach.

Przydział miejsc do gości, a raczej odwrotnie nie był zdany na los szczęścia, jak poprzednio, a na dobre uznanie jednego z młodszych kolegów, który obecnych według swego widzimisię porozsadzał. Chwile te, w których przydział tego czy innego stanowiska (przy stole) najznamienitszym nawet dostojnikom, był wyłącznie od niego zależny, miały jakoby pozostawić na nim niezatarte wrażenie.

Jak każda wieczerza, tak samo i ta miała dwa oblicza: kulinarne i intelektualne. Rezygnując z omawiania spraw kulinarnych na łamach tego pisma, duchowi poświęconemu, zaznaczyć musimy, że poziom naukowo-intelektualny dawał wiele do życzenia wobec nieobecności kol. Wernera, co pozostawiło zebranych w dręczącej niepewności co do zamierzeń poszczególnych kolegów w dziedzinie referatowej. W związku z nieobecnością kol. Wernera padło oświadczenie, że nieliczna bateria butelek, opróżnionych na wieczerzy, została powiększona o jedną, tę właśnie, w którą goście zostali częściowo nabici przez niedość zapobiegliwy Zarząd.

Po wieczerzy obecni dali folgę swoim upodobaniom, w których niepoślednią rolę odegrał bridge. Tak minął ten miły wieczór.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1) Istniejąca przy Zrzeszeniu P. P. L. Komisja Lotnicza Polskiego Komitetu Normalizacyjnego (PKN), zaakceptowała trzydzieści norm lotniczych Aer. PNW opracowanych przez Komisję Normalizacyjną Dowództwa Lotnictwa przy udziale delegata Komisji Lotniczej inż. W. Łobanowskiego. Normy te po zatwierdzeniu przez plenum PKN-u ogłoszone będą jako obowiązujące w lotnictwie polskim.

2) 5 artystycznych tablic plastycznych obrazujących rozwój polskiego lotnictwa, a wykonanych na zlecenie Zrzeszenia celem wystawienia na stoisku w XV-ym salonie lotniczym w Paryżu, zostały obecnie ofiarowane Muzeum Przemysłu i Techniki w Warszawie dla sekcji lotniczej, której Zrzeszenie jest opiekunem.

3) Urząd Patentowy R. P. udzielił patentów*) na następujące wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr. 23978. Société Anonyme d'automobiles et de moteurs d'aviation Walter (Praga, Czechosłowacja). Sposób pracy lotniczego silnika spalinowego.

Nr. 24014. Edward Dodson (Londyn, Wielka Brytania). Urządzenie regulacyjne do przeciążenia samolotowych silników spalinowych.

Nr. 24045. Jan Oderfeld (Warszawa, Polska) i Józef Sachs (Warszawa, Polska). Oczyszczacz odśrodkowy smaru obiegu smarowego silników spalinowych.

Nr. 23982. Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie (Warszawa, Polska) i Kazimierz Księski (Warszawa, Polska). Gaźnik do niskoprężnych silników spalinowych, zwłaszcza silników lotniczych, pracujących w położeniu normalnym i odwróconym.

Nr. 24017. Joseph Blanchard (Londyn, Wielka Brytania) i Cecil Gordon Vokes (Londyn, Wielka Brytania). Urządzenie do tłumienia hałasu powodowanego tętniącym strumieniem gazów.

Nr. 24020. Bolesław Bartenbach (Warszawa, Polska), Jerzy Fegler (Warszawa, Polska), Tadeusz Modzelewski (Warszawa, Polska), Jan Petrażycki (Warszawa, Polska) i Bronisław Zawadzki (Warszawa, Polska). Lotniczy aparat oddechowy.

Nr. 24038. Jerzy Fegler (Warszawa, Polska), Tadeusz Modzelewski (Warszawa, Polska) i Jan Petrażycki (Warszawa, Polska). Maska do lotniczych tlenowych aparatów oddechowych.

Nr. 24055. Gustaw Schwarz G. m. b. H. (Berlin, Niemcy). Piasta do śmigła.

Nr. 23968. Vereinigte Deutsche Metallwerke A. G. Zweigniederlassung Heddernheimer Kupferwerk (Frankfurt n. M., Niemcy). Urządzenie do łączenia jednolitego kaptura z piastą śmigła.

Nr. 24046. Jean Fabry (Paryż, Francja). Stabilizator i amortyzator drgań.

Nr. 24100. Anciens Etablissements Barbier, Benard & Turenne (Paryż, Francja). Mechaniczne urządzenie nastawcze do określenia miejsca znajdowania się płatowca za pomocą optycznych, akustycznych lub innych przyrządów celowniczych.

Nr. 24112. Aluminium Company of America (Pittsburg, Pennsylvania, Stany Zjednoczone Ameryki). Sposób nadawania połysku powierzchniom przedmiotów glinowych.

Nr. 24109. Marc Birkigt (Bois-Colombes, Francja). Osadzanie w kadłubie samolotu broni palnej, strzelającej poprzez wydrążony wał śmigła samolotu.

Nr. 24105. Aktiengesellschaft C. P. Goerz Optische Anstalt Actiova Spolecnost K. P. Goerz opticky ústav (Bratisława, Czechosłowacja). Przyrząd celowniczy do zrzucania bomb z samolotu podczas lotu nurkowego.

*) Wiadomości Urzędu Patentowego.

NOWE WYDAWNICTWA

WIADOMOŚCI INSTYTUTU METALURGII I METALOZNASTWA, rok 3, Nr. 3, strony 113 do 169 + plansze od XVII do XXVII. Warszawa 1936.

Spis prac, zamieszczonych w tym zeszycie, został podany w Nr. 11 z ub. r., jednak brak miejsca nie pozwolił wówczas na omówienie ciekawszych prac. Omówienie to zamieszczamy poniżej.

S. Pilarski i L. Szenderowski: Termiczna obróbka szarego żeliwa celem otrzymania optymalnych własności wytrzymałościowych.

Przeprowadzone badania nad żeliwem o zawartości C + Si = 5,6% mają dla lotnictwa szczególne znaczenie, gdyż żeliwo, oznaczone w pracy autorów Nr. 1, odpowiada składem chemicznym materiałowi używanemu do wyrobu pierścieni tłokowych w silnikach lotniczych. Zajęcie się zagadnieniem otrzymania pewnych własności drogą obróbki termicznej ma doniosłe znaczenie dla krajowych wytwórców pierścieni tłokowych, którzy z materiału pstrego odlewu muszą w gotowym pierścieniu otrzymać strukturę perlitu sorbitycznego, bez wydzielin ferrytu. Szczególnie godnym uwagi jest zastosowanie hartowania izotermicznego, zwanego w pracy autorów łagodnym hartowaniem, które znalazło już szerokie zastosowanie zagranicą, a które rzeczywiście w znacznej mierze zmniejsza wypadki pękania odlewów, częste przy stosowaniu hartowania z następującym odpuszczaniem. Poza tym badano sprawę wpływu Mo na zdolność hartowania się żeliwa, otrzymując wyniki analogiczne do wpływu Mo w stali.

Należy przypuszczać, że opublikowany fragment badań jest zaczątkiem większej pracy na ten temat.

R. W.

G. Welter i A. Bukalski: Wpływ grubości próbki na wyniki pomiarów twardości.

Przedstawiony przez autorów wynik badań nad minimalną grubością próbki, potrzebną dla określenia rzeczywistej twardości materiału, mógłby znaleźć praktyczne zastosowanie, gdyby został ściśle sformułowany. Nie wiadomo bowiem, co uważać należy za materiał miękki, a co za twardy, a rozróżnienie to ma znaczenie zasadnicze, ponieważ według doświadczeń autorów w niektórych wypadkach materiał miękki wymaga grubości próbki 4-krotnie większej od grubości, wymaganej dla materiału twardego.

Poza tym nie wniknięto zupełnie w mechanikę „płynięcia" i nie uzasadniono tego zjawiska i jego wpływu na wyniki. Opisowe potraktowanie otrzymanych wyników również z punktu widzenia metaloznawczego nie wnosi nic nowego. Szczególnie krzywa 1 z rys. 4 jako odbiegająca ogólnym charakterem od pozostałych wymagałaby specjalnego omówienia.

R. W.

T. Biernacki i L. Bukowiecki: Własności wytrzymałościowe oraz obróbka cieplna stali konstrukcyjnych chromowo-niklowych o odwróconym stosunku Cr i Ni.

W pracy tej podano wyniki badań nad stalami chromoniklowymi o zawartości C 0,17 do 0,53%, Cr około 2,8%, Ni około 1,5%.

Badaniami objęto: oznaczenie punktów przełomowych, zbadanie własności wytrzymałościowych w zależności od obróbki cieplnej, określenie wpływu Mo na kruchość odpuszczania, określenie optymalnych temperatur wyżarzania zmiękczającego, przeprowadzenie pomiarów udarności w niskich temperaturach, zbadanie przenikliwości hartowania oraz nawęglania stali.

Na podstawie otrzymanych wyników autorzy dochodzą do wniosków, które ogólnie można ująć następująco: stale o odwróconym stosunku chromu do niklu nie tylko, że nie ustępują stalom dotychczas używanym, ale nawet mogą je nieomal pod każdym względem przewyższać.

Nie kwestionując w zasadzie słuszności takiego stanowiska, popartego zresztą wynikami, należy zauważyć, że wyniki badań otrzymane zostały w warunkach laboratoryjnych a więc gwarantujących ze względu na dokładność operacji optymalne wartości, w szczególności własności wytrzymałościowe. Porównanie zatem tego rodzaju wyników z minimalnymi wymaganiami, stawianymi stalom o normalnym stosunku, produkowanym w skali przemysłowej, jest niewłaściwe, gdyż jak wiadomo wymagania te (ujęte normami — tablica Nr. 1 stale VCN) są znacznie niższe od przeciętnie otrzymywanych wartości, co zresztą i autorzy stwierdzają, mówiąc, że w „praktyce przy prawidłowej obróbce cieplnej niejednokrotnie można osiągnąć lepsze wyniki".

Nie przekonywujące jest również zestawienie stosunków udarności podłużnej do poprzecznej (str. 162 i 163) dla rozpatrywanych typów stali, chociażby dla tego, że nie podany został stopień przeróbki plastycznej, która ma przecież znaczny wpływ na te wyniki. Nie bez wpływu też pozostaje różna zawartość węgla: w jednym wypadku 0.22%, w drugim 0,39%.

W rozpatrywanej pracy nie został określony ściśle cel przeprowadzonych badań. Z samego jednakże zestawienia własności stali o normalnym i odwróconym stosunku zawartości Cr : Ni można wywnioskować, że autorom chodzi o ustalenie, czy i w jakim stopniu dałaby się przeprowadzić zamiana stali drogich o podstawie niklu na stale tańsze o podstawie chromu. Otrzymane wyniki pozwalają przypuszczać, że zamiana taka dałaby się w zupełności przeprowadzić.

J. S.

IKAR. Czasopismo poświęcone modelarstwu lotniczemu. Warszawa, grudzień 1936. Rok I, Nr. 1. 16 str. i 1 arkusz rysunków. Cena 50 gr.

Nielicznemu gronu polskich czasopism lotniczych przybył nowy kolega. Jest to pierwsze u nas pismo, poświęcone wyłącznie modelarstwu, a więc przeznaczone w pierwszym rzędzie dla młodzieży szkolnej. Na treść numeru składają się: artykuły natury ogólnej, początek systematycznego kursu modelarstwa, opisy dwuch modeli konstrukcji St. Wesołowskiego, artykuł z cyklu „Teoria lotnictwa" pióra T. Koźbiała, wspomnienia z obozu modelarskiego, regulamin międzynarodowych rekordów modeli latających, kronika i kilka innych. Do zeszytu dołączono na osobnym arkuszu rysunki modelu szybowca w skali 1:1. Jak na niską cenę treść pisma jest obfita i poziomem najzupełniej odpowiada swemu przeznaczeniu. Możnaby jedynie mieć zastrzeżenia co do niektórych objaśnień i szkiców w artykule p. t. „Dlaczego model lata"; nie odpowiadają one rzeczywistej postaci opływu płytki. Na szczęście w jednym z następnych artykułów sprawy te są bardziej gruntownie wyjaśnione, i podano nawet elementarne wzory aerodynamiczne, zakładając u czytelników poziom gimnazjalny z zakresu matematyki i fizyki.

Zaczyna się już i u nas urabiać pogląd, że modelarstwo jest najlepszym wstępem do konstrukcji lotniczych, jak o tym świadczą zamieszczone autografy konstruktorów. Przy wprowadzaniu modelarstwa do szkół, którą to akcję rozpoczęła L. O. P. P. wraz z Ministerstwem W. R. i O. P., wiele może pomóc dobrze redagowane pismo specjalne. Zagranicą — np. w Niemczech — pisma modelarskie liczy się na tuziny. Toteż ukazanie się „Ikara" witamy z uznaniem, życząc młodemu pismu szybkiego rozkwitu i zdobycia solidnych podstaw wydawniczych.

E. K.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI.
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.

3446 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 641-59.